

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

Ivica Finzir

ZAGREB, 2016.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

ZAVRŠNI RAD

ANALIZA ČVRSTOĆE POJEDNOSTAVLJENE KONSTRUKCIJE KRILA
OPTEREĆENE INERCIJSKIM SILAMA

Mentor:
prof. dr. sc. Ivica Smojver

Student:
Ivica Finzir

ZAGREB, 2016.

Prvenstveno se zahvaljujem svojoj obitelji i djevojci na podršci koju su mi pružili tijekom studiranja.

Također se zahvaljujem doc.dr.sc Darku Ivančeviću na stručnoj pomoći u korištenju programskog paketa Abaqus i savjetima tijekom izrade rada.

Na kraju se zahvaljujem mentoru prof.dr.sc Ivici Smojveru na stručnom vodstvu i zanimljivoj temi završnog rada.

Izjava

Izjavljujem da sam ovaj rad radio samostalno koristeći znanja stečena tijekom studija i navedenu literaturu.

Zagreb, rujan 2016.

Ivica Finzir



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

ZAVRŠNI ZADATAK

Student: **Ivica Finzir**

Mat. br.:0035191509

Naslov rada na
hrvatskom jeziku:

**Analiza čvrstoće pojednostavljene kompozitne konstrukcije krila
opterećene inercijskim silama**

Naslov rada na
engleskom jeziku:

**Stress Analysis of a Simplified Composite Wing Structure Loaded With
Inertial Loads**

Opis zadatka:

Izvršiti numerički proračun čvrstoće pojednostavljene kompozitne konstrukcije krila s obzirom na inercijska opterećenja. Geometriju krila preuzeti iz postojeće skupine modela korištenih u prethodnim diplomskim radovima koje je vodio prof. dr. sc. Ivica Smojver. Pri definiciji materijalnih modela koristiti ugljičnim ili staklenim vlaknima ojačane epoksidne matrice uobičajene u zrakoplovnim konstrukcijama.

Proračun konstrukcije krila je potrebno provesti s obzirom na inercijske sile pri manevriranju i zapuhu vjetra. Pri tome treba provesti analize za kritične točke opterećenja u V - n dijagramu u pozitivnom i negativnom području. Maksimalne vrijednosti opterećenja i podatke za zapuh vjetra zadati prema podacima iz literature za slične avione.

Numeričku analizu je potrebno provesti korištenjem programa Abaqus, a proračun izvršiti kao materijalno i geometrijski linearan (nelinearan, ukoliko je potrebno). Pri proračunavanju čvrstoće kompozitne konstrukcije potrebno je koristiti kriterije popuštanja dostupne u Abaqus-u (Hashin, Tsai-Wu, Tsai-Hill) te međusobno usporediti rezultate dobivene primjenom različitih kriterija popuštanja.

U radu navesti korištenu literaturu te eventualno dobivenu pomoć.

Zadatak zadan:

25. studenog 2015.

Rok predaje rada:

1. rok: 25. veljače 2016

2. rok (izvanredni): 20. lipnja 2016.

3. rok: 17. rujna 2016.

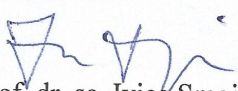
Predviđeni datumi obrane:

1. rok: 29.2., 02. i 03.03. 2016.

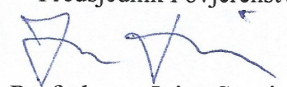
2. rok (izvanredni): 30. 06. 2016.

3. rok: 19., 20. i 21. 09. 2016.

Zadatak zadao:


Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Predsjednik Povjerenstva:


Prof. dr. sc. Ivica Smojver

Sadržaj

Sadržaj	v
Popis slika	vi
Popis tablica	vii
Popis oznaka	viii
Sažetak	viii
Summary	ix
1. Uvod	1
2. Geometrija polukrila	3
3. Aerodinamička analiza	5
3.1. Priprema analize	5
3.2. Analiza	5
3.3. Rezultati aerodinamičke analize	6
3.3.1. Koeficijent uzgona krila	6
3.3.2. Koeficijent tlaka	6
4. V-n dijagram	9
4.1. Kontrukcija V-n dijagrama	9

4.1.1.	Konstrukcija osnovnog V-n dijagrama	10
4.1.2.	Konstrukcija V-n dijagrama za udare vjetra	12
4.1.3.	Konstrukcija kombiniranog V-n dijagrama	13
5.	Numerički model	15
5.1.	Uvod	15
5.2.	Kriteriji popuštanja kompozita	15
5.2.1.	Tsai-Hill kriterij popuštanja	16
5.2.2.	Tsai-Wu kriterij popuštanja	17
5.2.3.	Hashin kriterij popuštanja	17
5.3.	Materijal	18
5.4.	Raspored slojeva elemenata konstrukcije krila	18
5.5.	Rubni uvjeti i opterećenje	20
5.6.	Mreža konačnih elemenata	21
6.	Rezultati	23
6.1.	Točka A	23
6.2.	Točka C	26
6.3.	Točka G	29
7.	Zaključak	35
	Literatura	37

Popis slika

2.1	Geometrija krila prikazana u Abaqus-u	4
2.2	Detalj geometrije krila prikazan u Abaqus-u bez oplata	4
3.1	Raspodjela koeficijenta tlaka po tetivi za korijenski segment	7
3.2	Raspodjela koeficijenta tlaka po tetivi za segment pri vrhu krila	8
4.1	Osnovni V-n dijagram	10
4.2	V-n dijagram za udar vjetar	13
4.3	Kombinirani V-n dijagram	14
5.1	Rubni uvjeti	20
5.2	Mreža konačnih elemenata	22
5.3	Mreža konačnih elemenata bez oplata	22
6.1	Raspodjela pomaka u smjeru globalne osi z uz faktor povećanja 4 za točku A [mm]	23
6.2	Ekvivalentno naprezanje prema von Mises-u [MPa]	24
6.3	Popuštanje matrice uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju . .	24
6.4	Popuštanje kompozita prema Tsai-Hill kriteriju	25
6.5	Popuštanje kompozita prema Tsai-Wu kriteriju	25
6.6	Raspodjela pomaka u smjeru globalne osi z uz faktor povećanja 4 za točku C [mm]	26
6.7	Ekvivalentno naprezanje prema von Mises-u [MPa]	27
6.8	Popuštanje matrice uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju . .	27

6.9	Popuštanje kompozita prema Tsai-Hill kriteriju	28
6.10	Popuštanje kompozita prema Tsai-Wu kriteriju	28
6.11	Raspodjela pomaka u smjeru globalne osi z za točku G [mm]	29
6.12	Ekvivalentno naprezanje prema von Mises-u [MPa]	30
6.13	Popuštanje vlakana uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju . .	30
6.14	Popuštanje vlakana uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju . .	31
6.15	Popuštanje matrice uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju . .	31
6.16	Popuštanje matrice uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju . .	32
6.17	Popuštanje kompozita prema Tsai-Hill kriteriju	33
6.18	Popuštanje kompozita prema Tsai-Wu kriteriju	33

Popis tablica

2.1	Dimenzije i karakteristike polukrila	3
4.1	Pretpostavke i izračunate veličine za zrakoplov	9
5.1	Svojstva ugljik/epoksid laminat kompozita [7]	18
5.2	Debljina konstrukcijskih elemenata	19
5.3	Orjentacija slojeva elemenata konstrukcije krila	19
6.1	Usporedba kriterija popuštanja	34

Popis oznaka

ΔC_P	Razlika koeficijenta tlaka donjake i gornjake [-]	6
n	Koeficijent opterećenja [-]	2
μ_g	Koeficijent mase zrakoplova [-]	12
ν_{12}	Poissonov koeficijent [-]	18
ρ	Gustoća zraka pri razni mora [kg/m ³]	10
c	Duljina tetive [mm]	6
C_{pd}	Koeficijent tlaka donjake [-]	6
C_{pg}	Koeficijent tlaka gornjake [-]	6
C_{Lmax}	Maksimalni koeficijent uzgona [-]	6
E_1	Modul elastičnosti u smjeru vlakana [MPa]	18
E_2	Modul elastičnosti okomito na smjer vlakana [MPa]	18
G_{12}	Modul smicanja [MPa]	18
m	Najveća poletna masa [kg]	9
$n_{max,neg}$	Najveći negativni koeficijent opterećenja [-]	9
$n_{max,poz}$	Najveći pozitivni koeficijent opterećenja [-]	9
S	Površina krila [m ²]	9
V_c	Brzina krstarenja [m/s]	11
V_d	Brzina poniranja [m/s]	11
V_g	Brzina vjetra [m/s]	12
$V_{A,neg}$	Manevarska brzina u negativnom području dijagrama [m/s]	11
$V_{A,poz}$	Manevarska brzina u pozitivnom području dijagrama [m/s]	11
V_{stall}	Brzina sloma uzgona [m/s]	11

Sažetak

Zadataka ovog rada je provedba analize čvrstoće konstrukcije krila u karakterističnim točkama V-n dijagrama prema propisima agencije EASA. Analiza je izvršena u programu Abaqus.

Prvo poglavlje opisuje princip konstruiranja zrakoplova prateći propis EASA CS-23 Amendment 4. Prikazan je i kratki pregled upotrebe kompozita u zrakoplovnim konstrukcijama.

Drugo poglavlje opisuje CAD model krila upotrebljen u analizi.

Treće poglavlje opisuje aerodinamičko opterećenje krila u programu XFLR5 i proračun koeficijenata tlaka u Matlabu.

Četvrto poglavlje prikazuje konstrukciju *V-n dijagrama* sa i bez utjecaja vjetra. Princip konstruiranja kombiniranog *V-n dijagrama* je također opisan.

Peto poglavlje opisuje pripremu numeričkog modela za analizu u programu Abaqus.

Šesto poglavlje sadrži rezultate analize i zaključak. Na kraju su dani i prijedlozi za nastavak rada.

Ključne riječi: koeficijent opterećenja, *V-n dijagram*, Abaqus, MKE, krilo

Summary

The aim of this work is to conduct stress analysis of wing in characteristic points of V-n diagram following the regulations of EASA agency. Analysis has been conducted in Abaqus software.

The first chapter describes principles of aircraft design following the rules of a EASA CS-23 Amendment 4. Short overview of composite material usage in aviation industry is also given.

The second chapter describes CAD model of wing used in analysis.

The third chapter describes aerodynamic load on wing in XFLR5 and calculation of pressure coefficient data in Matlab which will be used in Abaqus software.

The forth chapter presents plot of *V-n diagram* with and without gust effect. Methodology how to plot *combined V-n diagram* is described.

The fifth chapter describes preparation of numerical model for simulation in Abaqus software.

The sixth chapter contains analysis results and conclusions. Finally, the suggestions for continuation of this work are given.

Keywords: load factor, *V-n diagram*, Abaqus, FEM, wing

1 | Uvod

Konstrukcija zrakoplova započinje odabirom karakteristika koje zrakoplov mora zadovoljiti. Te tražene performanse su najčešće zadane u obliku maksimalne mase zrakoplova, doleta zrakoplova, brzine krstarenja zrakoplova, opterećenja zrakoplova, broja putnika, dimenzija zrakoplova, dostupnog budžeta i slično. Imajući u vidu ove veličine konstruktor mora projektirati odgovarajući zrakoplov u skladu s ovim veličinama i propisima agencije *EASA*.

Vrlo često najveći problem s kojim se konstruktor susreće je kako smanjiti masu zrakoplova. Smanjenjem mase postiže se veća nosivost i dolet zrakoplova. Kako bi se taj problem rješio u konstrukciji zrakoplova sve se češće upotrebljavaju kompozitni materijali. Zahvaljujući mogućnosti projektiranja svojstva kompoziti se mogu prilagoditi najsloženijim eksploatacijskim zahtjevima. Prva šira upotreba kompozita pojavila se kod vojnog zrakoplova F/A-18C Hornet[1]. Kod ovog su zrakoplova od epoksidne smole ojačane ugljičnim vlaknima izrađeni dijelovi trupa, krila i repne konstrukcije. U civilnom zrakoplovstvu značajnija upotreba kompozita javlja se kod Airbus-a A300 [1] kod kojeg je od kompozita izrađen vertikalni stabilizator i kormilo pravca. Kod Airbus-a A320 upotreba kompozita je od samih početaka već raširena. Tako se od kompozita izrađuje cijela repna konstrukcija. Iako se danas još uvijek ne konstruiraju zrakoplovi u potpunosti od kompozitnih materijala, postepeno se povećava udio dijelova izrađenih od istih. Kao vrlo dobar primjer može se navesti Boeing 787 koji je prvi zrakoplov kod kojeg je udio kompozitnih materijala u konstrukciji 50% [1]. To mu je omogućilo manju masu u odnosu na konkurenciju i smanjilo potrošnju goriva za približno 20% [1]. Primjena kompozita nije značajna samo u vojnom i komercijalnom smislu, već je značajna

i za generalnu avijaciju. Kao dobar primjer može se navesti zrakoplov Diamond Katana DA-20 kod kojeg se većina trupa i krila izrađuje od kompozita što mu omogućuje manju potrošnju goriva, veći domet i dulji vijek trajanja.

Prednosti kompozitnih materijala u odnosu na konvencionalne materijale su otpornost na koroziju, mala gustoća i mala masa, visoka specifična čvrstoća, visoka specifična krutost i dulji vijek trajanja [1].

Krilo predstavlja dio konstrukcije zrakoplova koji stvara uzgonsku silu te nosi većinu opterećenja. Cilj ovog završnog rada je provesti numeričku analizu odziva potpuno kompozitne konstrukcije krila na statička opterećenja izazvana manevriranjem zrakoplova, odnosno inercijskim silama koje se manifestiraju u vidu povećanja koeficijenta opterećenja n te pri tome slijediti propise *EASA CS-23 Amendment 4*. Iako je opterećenje krila tijekom leta zbog nestacionarnosti opstrujavanja izrazito dinamički problem, opravdanost provođenja statičke analize leži u propisu prema kojem se na prototipu eksperimentom mora dokazati sposobnost zrakoplova da izdrži opterećenja predviđena tijekom konstruiranja u *V-n dijagramu* bez oštećenja konstrukcije. U analizu će biti uključen i utjecaj udara vjetra kao važnog segmenta koji može dovesti do povećanog opterećenja konstrukcije krila. Manevriranje, odnosno razni režimi leta će biti prikazani preko koeficijenta opterećenja n u *V-n dijagramu* o čemu će se u nastavku detaljnije govoriti. Analiza će biti provedena za let na razini mora jer je tada opterećenje najveće.

2 Geometrija polukrila

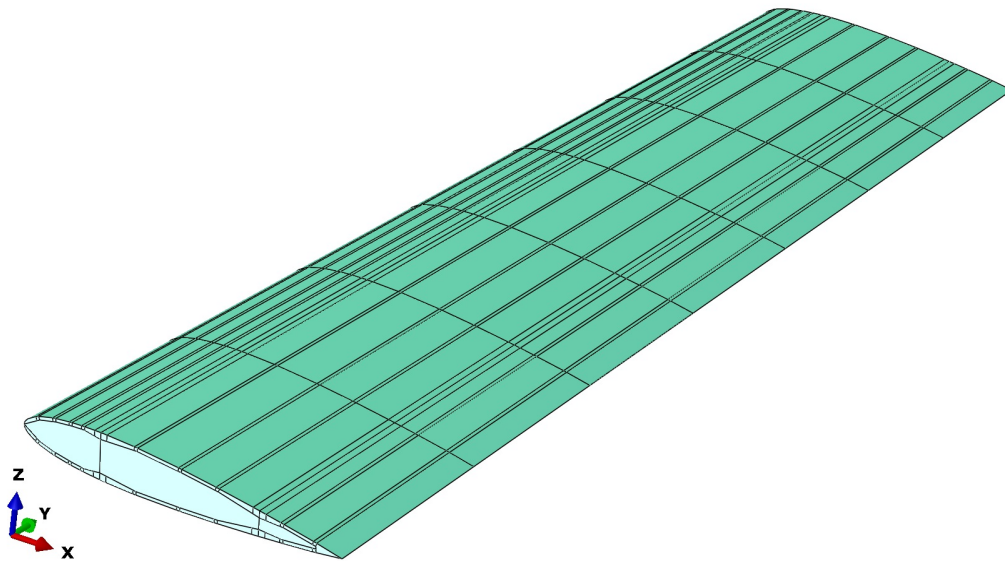
Polukrilo u ovom završnom radu preuzeto je iz [2]. Preuzeto polukrilo je konstruirano u programu SolidWorks te kao takvo uvedeno u program Abaqus. Polukrilo je simetrično s konstantnom duljinom tetive i aeroprofilom NACA0014 te ima vrlo jednostavnu geometriju u kojoj nisu posebno izvedena pretkrilca, zakrilca i krilca. Provrti i rupe na krilu kao potencijalni koncentratori naprezanja su također zanemareni te je tako primjerice rebro izvedeno kao jedan cijeli dio.

Polukrilo se sastoji od 18 uzdužnica oblika L-profila. Dimenzije strukova su 15 mm. Kod spoja oplata sa prednjom i stražnjom ramenjačom nalaze se dvije L-prirubnice sa strukom od 30 mm. Na krilu se nalazi 8 rebara međusobno razmaknutih za 857 mm.

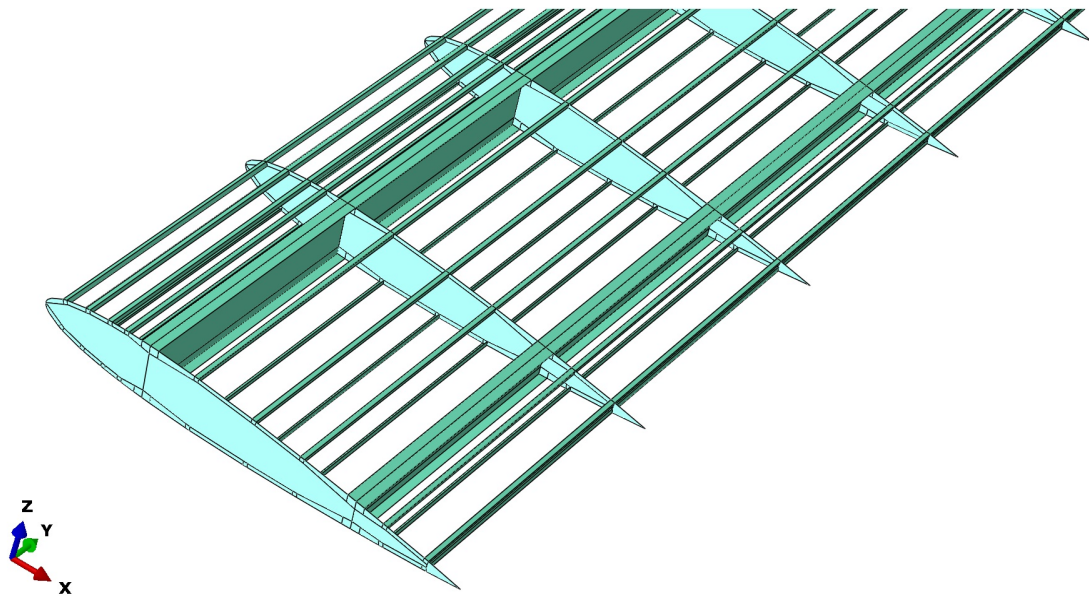
U sklopu analize će biti promatrano polukrilo zbog simetričnosti konstrukcije i opterećenja. U tablici 2.1 su prikazane glavne dimenzije i karakteristike polukrila.

Tablica 2.1: Dimenzije i karakteristike polukrila

Duljina polukrila	6 m
Duljina tetive	1,5 m
Površina polukrila	9 m ²
Vitkost	8
Suženje	1
Kut strijele i dihedrala	0°
Položaj prednje ramenjače	25 % tetive
Položaj stražnje ramenjače	75 % tetive



Slika 2.1: Geometrija krila prikazana u Abaqus-u



Slika 2.2: Detalj geometrije krila prikazan u Abaqus-u bez oplata

Na slikama 2.1 i 2.2 prikazana je geometrija polukrila sa i bez oplata. Na slici 2.2 prikazan je detalj polukrila na kojem se mogu detaljnije vidjeti položaj rame-njača, uzdužnica i rebara.

3 Aerodinamička analiza

3.1. Priprema analize

XFLR5 je program za jednostavnu i brzu analizu aeroprofila, krila, stabilnosti zrakoplova kao i međusobnog utjecaja pojedinih komponenata zrakoplova. U njemu će biti napravljena aerodinamička analiza. Nekoliko je metoda koje se mogu iskoristiti, a to su VLM (engl. *Vortex Lattice Method*), LLT (engl. *Lifting Line Theory*) i 3D panelna metoda.

Panelna metoda je odabrana jer omogućuje određivanje raspodjele koeficijenta tlaka po gornjaci i donjaci krila. Kako bi se izbjegla u kasnijem dijelu rada izrada funkcije koja bi opisivala raspodjelu tlaka po krilu, krilo je podijeljeno u 28 segmenata po rasponu odnosno 14 po polurasponu. Budući da je gradijent koeficijenta tlaka najveći pri vrhu krila, na tom dijelu je gušća raspodjela panela po rasponu. Na ostatku cijelog krila je povećana gustoća panela pri napadnom rubu jer je tu promjena tlaka po tetivi najveća.

3.2. Analiza

Analize su provedene za napadne kuteve od 17° i $11,25^\circ$. Napadni kut od 17° je odabran zbog pretpostavke kako još neće doći do odvajanja strujanja i da će pri tome kutu biti najveći mogući koeficijent uzgona krila. Za napadne kuteve veće od 17° pretpostavljeno je da dolazi do sloma uzgona. Iako analiza koja je provedena ne uključuje viskoznost, cilj zadatka je proračun čvrstoće pa se korištena metoda određivanja koeficijenata tlaka smatrana dovoljno točnom. Kut od $11,25^\circ$ odabran je zbog analize točke u *V-n dijagramu* tijekom naleta vjetra. Taj dio će biti kasnije detaljnije objašnjen.

3.3. Rezultati aerodinamičke analize

3.3.1. Koeficijent uzgona krila

Za potrebe ovog završnog rada potreban nam je maksimalan koeficijent uzgona krila za konstrukciju *V-n dijagrama*. Maksimalni koeficijent uzgona će biti pri maksimalnom napadnom kutu i iznosi.

$$C_{L_{max}} = 1.413. \quad (3.1)$$

3.3.2. Koeficijent tlaka

Za numeričku analizu čvrstoće u Abaqus-u potrebna je raspodjela koeficijenta tlaka po tetivi za svaki segment krila kod kuteva 11, 25° i 17°. Koeficijent tlaka za pojedini panel ćemo dobiti određivanjem koeficijenata tlaka za gornjaku i donjaku te uvrštavanjem u izraz:

$$\Delta C_P = C_{pd} - C_{pg} \quad (3.2)$$

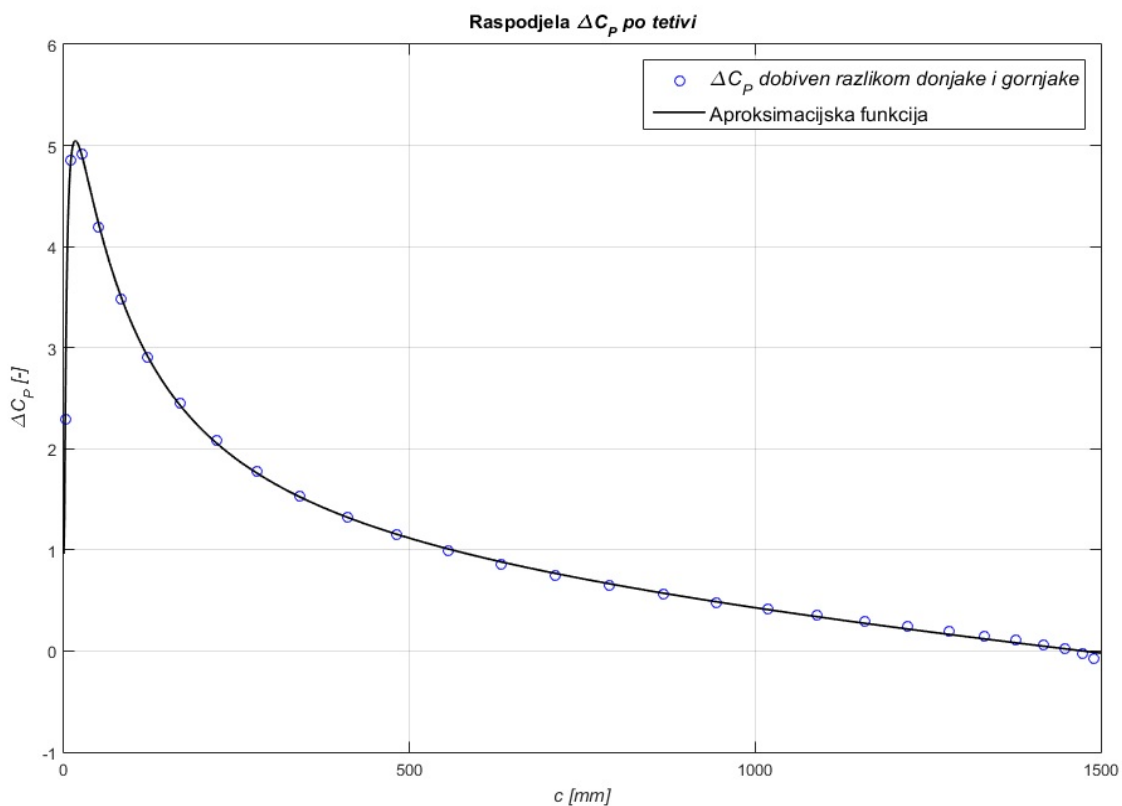
Kako nam je potrebna raspodjela koeficijenta tlaka po tetivi za svaki segment, upotrebljen je programski paket Matlab za aproksimaciju. Za aproksimacijsku funkciju odabrana je racionalna funkcija oblika

$$F = \frac{p_1x^4 + p_2x^3 + p_3x^2 + p_4x + p_5}{x^3 + q_1x^2 + q_2x + q_3}. \quad (3.3)$$

Budući da po polukrilu postoji 14 segmenata, odredit će se 14 aproksimacijskih funkcija. Kako bi se smanjio broj funkcija za posljednja tri panela pri korijenu krila odabrana je ista funkcija zbog vrlo slične preraspodjele koeficijenta tlaka. Segment pri vrhu krila podijeljen je na dva dijela po tetivi kako bi se dobila bolja aproksimacija. Zbog boljeg razumijevanja ovog posupka u nastavku je prikazan način određivanja koeficijenta tlaka po tetivi za napadni kut 11, 25° za segmente pri korijenu krila i vrhu krila.

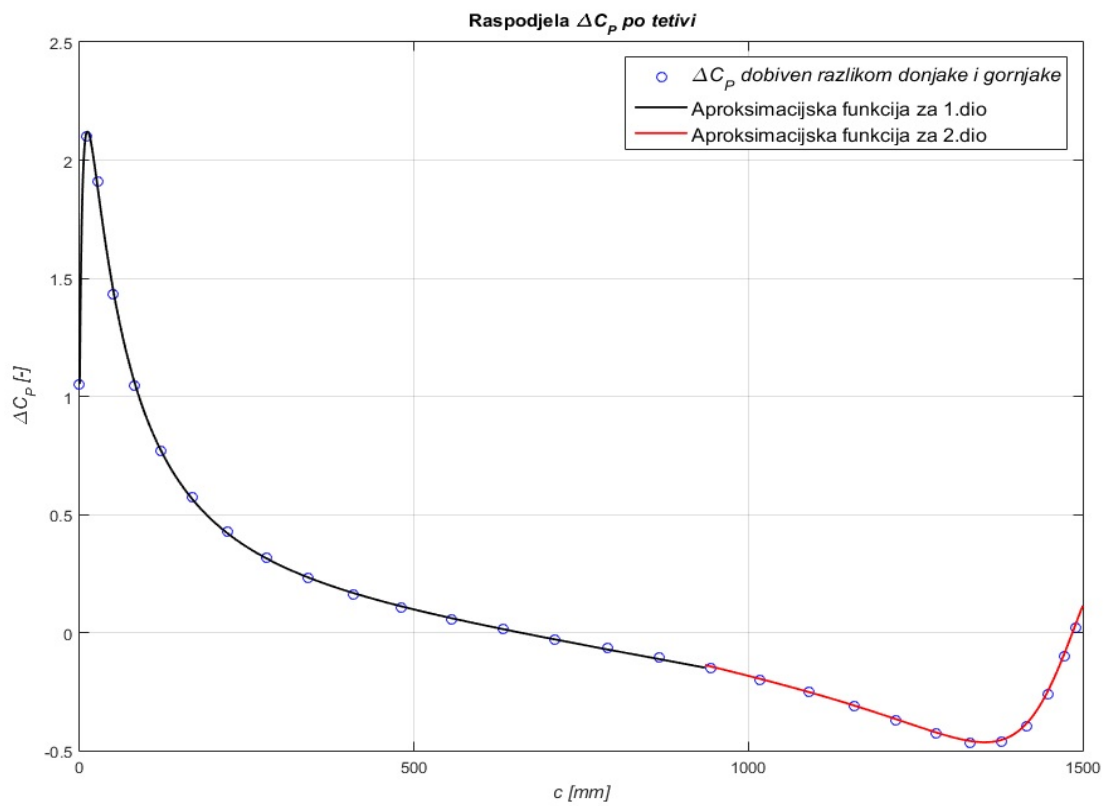
Iz XFLR-a podaci o koeficijentu tlaka za segment kod korijena krila zapisani su u obliku

tekstualne datoteke. U toj datoteci zapisani su koeficijenti tlaka za gornjaku i donjaku. Uvodeći te koeficijente u Matlab te koristeći izraz 3.2 dobiven je prikaz ΔC_p za svaki panel po tetivi. Svaka točka u dijagramu prikazuje jednu vrijednost ΔC_p na jednom panelu. Koristeći program unutar Matlab-a za aproksimaciju/interpolaciju provučena je krivulja kroz točke u dijagramu te su isčitane vrijednosti parametara funkcije kojom opisujemo raspodjelu što je vizualno prikazano na slici 3.1.



Slika 3.1: Raspodjela koeficijenta tlaka po tetivi za korijenski segment

Na isti način kao što je prikazano prethodno izrađene su i ostale aproksimacijske funkcije po svakom segmentu krila za svaki odabrani napadni kut. Jedini izuzetak je segment pri vrhu krila koji je aproksimiran s dvije aproksimacijske funkcije jer upotrebom jedne raspodjela nije zadovoljavajuća. Prva aproksimacijska funkcija opisuje raspodjelu po tetivi na dijelu od 0 - 935 mm, a druga opisuje na ostatku od 935 - 1500 mm što je vidljivo na slici 3.2.



Slika 3.2: Raspodjela koeficijenta tlaka po tetivi za segment pri vrhu krila

4 V-n dijagram

V-n dijagram predstavlja jedan od najvažnijih dijagrama za eksploataciju zrakoplova. Pomoću dijagrama se u svakom trenutku može odrediti koliko će zrakoplov biti opterećen pri manevriranju i udaru vjetra. Tijekom manevriranja i samog leta zrakoplov mora uvijek ostati unutar područja propisanog *V-n dijagramom*. Dijagram se najčešće sastoji od kombinacije *osnovnog V-n dijagrama* i *V-n dijagrama za udare vjetra*. Izrazi u ovom poglavlju preuzeti su iz [1] i [4].

4.1. Kontrukcija V-n dijagrama

Kako bi bilo moguće konstruirati dijagram potrebno je pretpostaviti neke informacije o potencijalnom zrakoplovu koji bi imao krilo analizirano u ovom završnom radu. Glavna pretpostavka koja je uvedena je da se radi o normalnom zrakoplovu stoga su prema tome određene ostale pretpostavke prema [1].

Svojstvo	Vrijednost
Najveća poletna masa	1700 kg
Najveći koeficijent uzgona krila	1.413
Površina krila	18 m ²
Raspon krila	12 m
Najveći pozitivni koeficijent opterećenja	3
Najveći negativni koeficijent opterećenja	-1.5

Tablica 4.1: Pretpostavke i izračunate veličine za zrakoplov

U tablici 4.1 raspon krila i površina krila su određeni već unaprijed sa zadanim krilom. Poletna masa i koeficijenti opterećenja određeni su promatrajući druge zrakoplove slične kategorije. Koeficijent uzgona krila određen je u poglavlju 3.

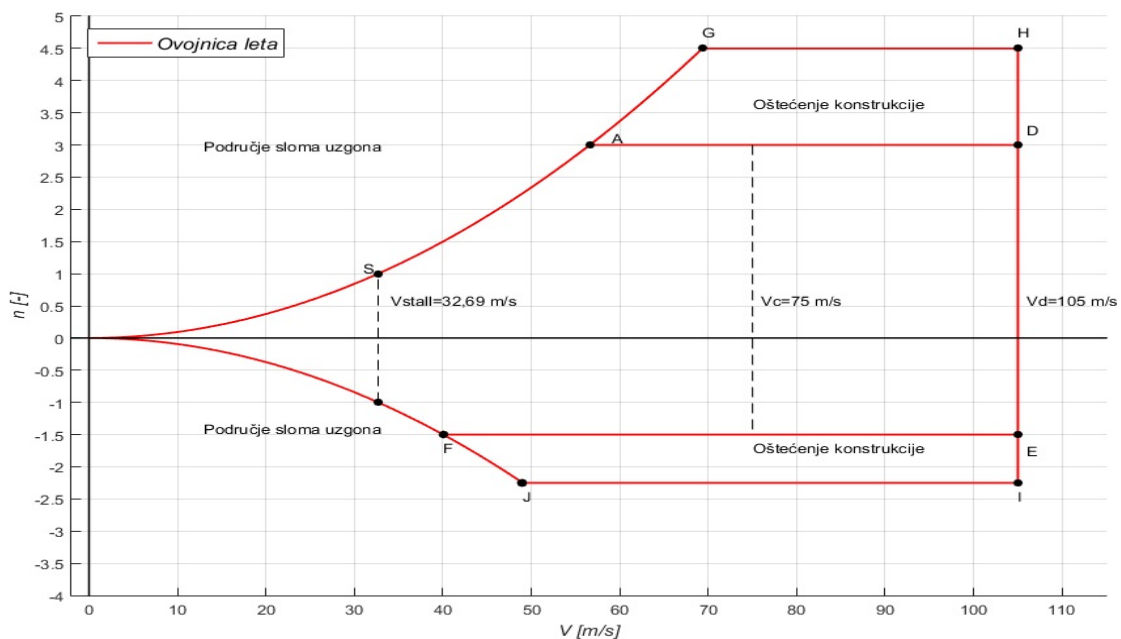
Pri konstrukciji dijagrama koristimo se izrazom za koeficijent opterećenja $n = L/W$. Taj izraz se može proširiti izrazom za silu uzgona. Prošireni izraz sada se može zapisati kao

$$n = \frac{V^2 \rho S C_L}{2mg} \quad (4.1)$$

Izraz 4.1 koristiti će se za konstrukciju osnovnog dijagrama, odnosno konstrukciju krivulje u dijagramu koja ograničava područje sloma uzgona i područje normalne uporabe zrakoplova te područje sloma uzgona i područje oštećenja konstrukcije. Izrazi vrijede i za pozitivno područje i za negativno područje dijagrama.

4.1.1. Konstrukcija osnovnog V-n dijagrama

Osnovni V-n dijagram predstavlja dijagram u kojem u obzir nije uzet utjecaj udara vjetra. Dijagram je konstruiran prateći propis [1] i program Matlab. *Osnovni V-n dijagram* prikazan je na slici 4.1.



Slika 4.1: Osnovni V-n dijagram

Prva karakteristična brzina je brzina sloma uzgona dobivena uz $n = 1$

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2nmg}{\rho SC_{L_{max}}}} = 32,69 \text{ m/s.} \quad (4.2)$$

Budući da se radi o simetričnom profilu za negativno opterećenje brzina sloma uzgona će biti ista kao i kod pozitivnog opterećenja.

$$V_{stall,poz} = V_{stall,neg} \quad (4.3)$$

Sljedeća bitna karakteristična brzina je manevarska brzina. Ta brzina predstavlja najveću moguću brzinu pri kojoj se maksimalnim otklonom upravljačkih površina neće ugroziti sigurnost zrakoplova. Brzina je dobivena prema izrazu

$$V_{A,poz} = \sqrt{\frac{2n_{max,poz}mg}{\rho SC_{L_{max}}}} = 56,61 \text{ m/s.} \quad (4.4)$$

Manevarska brzina za negativno opterećenje iznosi

$$V_{A,neg} = \sqrt{\frac{2n_{max,neg}mg}{\rho C_{L_{max}}}} = 40,03 \text{ m/s.} \quad (4.5)$$

U dijagramu još postoje neke karakteristične brzine koje je potrebno navesti. Prva je brzina krstarenja koju smo odabrali uspoređujući zrakoplov sa sličnim zrakoplovima.

$$V_c = 75 \text{ m/s} \quad (4.6)$$

Druga je brzina poniranja koja ujedno predstavlja najveću moguću brzinu koju zrakoplov može postići, a da ujedno ne dođe do oštećenja konstrukcije zbog porasta dinamičkog tlaka. Brzina je izračunata prema izrazu

$$V_d = 1,4V_c = 105 \text{ m/s.} \quad (4.7)$$

S ovim brzinama omeđeno je područje uporabe zrakoplova. Ukoliko se zrakoplov

nalazi unutar te ovojnice na zrakoplovu neće doći do oštećenja konstrukcije ili sloma uzgona kao posljedice manevriranja. Opterećenje u točkama A i D te F i E naziva se *granično opterećenje*, a opterećenje u točkama G i H te I i J naziva se *krajnje opterećenje*.

Unutar dijagrama nalazi se još područje nesigurne upotrebe zrakoplova omeđeno točkama A,G, H, D te F, E, J i I na slici 4.1. Ukoliko se zrakoplov nađe unutar tog područja na zrakoplovu može doći do oštećenja konstrukcije, no ne smije doći do sloma konstrukcije krila. To područje dobiveno je proširenjem prethodnih izraza za standardni faktor sigurnosti u zrakoplovstvu koji iznosi 1,5.

4.1.2. Konstrukcija V-n dijagrama za udare vjetra

V-n dijagram za udare vjetra uzima u obzir utjecaj vjetra na koeficijent opterećenja n . Proračun za vjetar je vrlo složen, stoga je uslijed nedostatka bolje analize prema [1] predviđen jednostavniji proračun. Taj proračun uzima u obzir pojavu naglog udara vjetra okomito na aerodinamičku brzinu što će izazvati pojavu induciranog napadnog kuta, a samim time i pojavu povećanog uzgona i koeficijenta opterećenja. Pretpostavlja se prema [1] da netom prije udara vjetra koeficijent opterećenja iznosi $n = 1$. Izrazi 4.8, 4.9 i 4.10 preuzeti su iz [1].

Promjena koeficijenta opterećenja zbog utjecaja vjetra definirana je prema izrazu

$$n = 1 + k_g \frac{0,5\rho SC_{L\alpha} V_g V}{mg}. \quad (4.8)$$

U prethodnom izrazu k_g je koeficijent koji uzima u obzir inerciju zrakoplova i postepeno povećanje vjetra umjesto trenutne pojave vjetra. Izraz prema kojem se može izračunati je

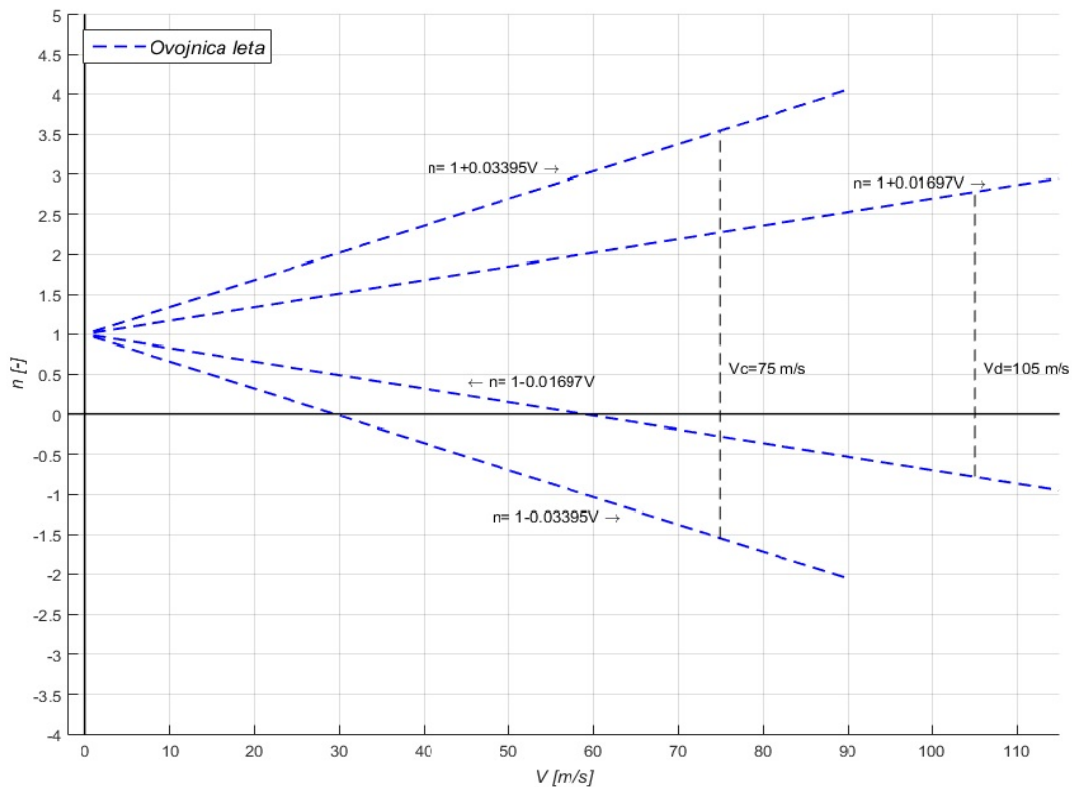
$$\mu_g = \frac{2mg}{\rho c SC_{L\alpha} g} = 21,722 \quad (4.9)$$

gdje je μ_g koeficijent mase zrakoplova.

$$k_g = \frac{0,88\mu_g}{5,3 + \mu_g} = 0,7074 \quad (4.10)$$

U izrazu 4.8 V_g predstavlja brzinu vjetra. Ukoliko se zrakoplov giba brzinom krstarenja

mora podnijeti prema [1] udar vjetra u iznosu 15,24 m/s. Ukoliko se pak zrakoplov giba brzinom poniranja mora podnijeti udar vjetra brzinom od 7,5 m/s.



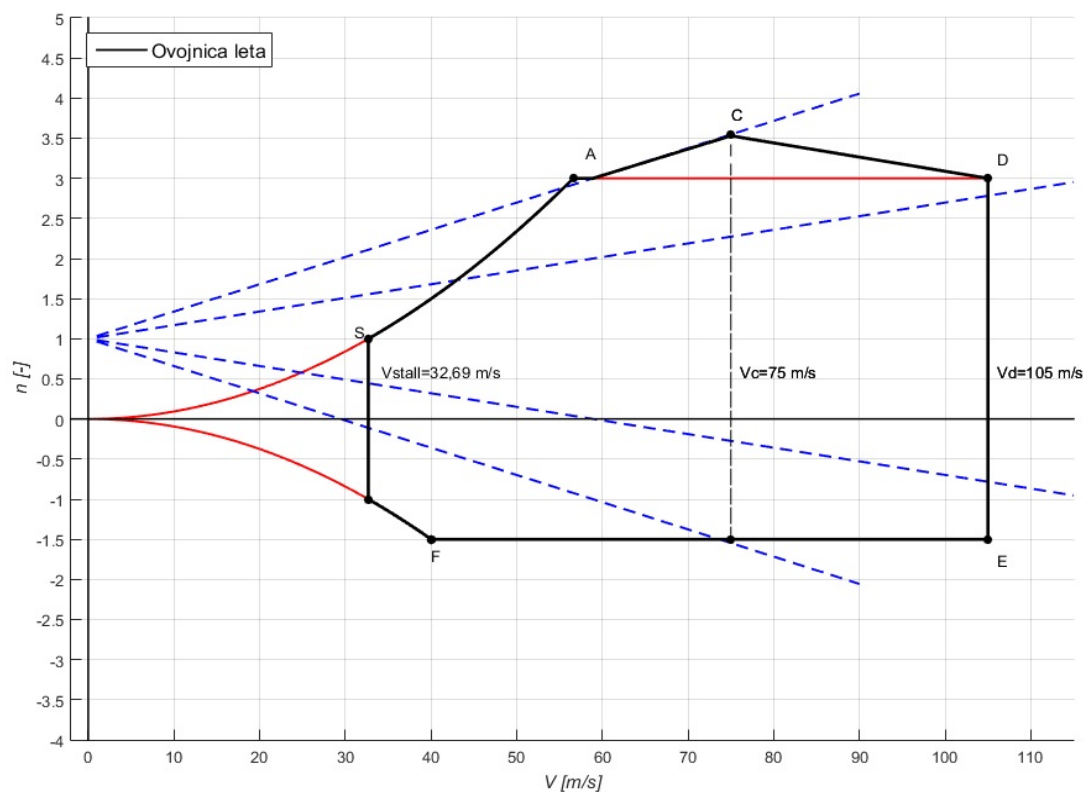
Slika 4.2: V-n dijagram za udar vjetar

Uzimajući u obzir prethodno navedeno, konstruiran je dijagram prikazan na slici 4.2. Na dijagramu se može isčitati linearni prirast koeficijenta opterećenja n u ovisnosti o brzini leta.

4.1.3. Konstrukcija kombiniranog V-n dijagrama

Budući da se zrakoplov za vrijeme leta redovito susreće s udarima vjetra, osnovni V-n dijagram i V-n dijagram za vjetar nisu dovoljni za kvalitetan prikaz opterećenja zrakoplova stoga se uvodi kombinirani V-n dijagram. Dijagram se dobiva kombinacijom prethodna dva dijagrama na način da se na osnovni dijagram dodaje opterećenje uzrokovano vjetrom. Tako dobivena opterećenja su najčešće veća od osnovnih uzrokovanih

inercijskim silama odnosno manevriranjem.



Slika 4.3: Kombinirani V-n dijagram

U kombiniranom V-n dijagramu prema slici 4.3 ovojnica leta prikazuje područje uporabe zrakoplova gdje neće doći do oštećenja konstrukcije i sloma uzgona. Na takav način će biti spriječeno oštećenje krila i gubitak uzgona kao posljedica preopterećenja zrakoplova, udara vjetra ili preniske brzine.

U daljnom nastavku rada će biti promatrane karakteristične točke opterećenja odnosno karakteristične vrijednosti koeficijenta opterećenja n .

5 | Numerički model

5.1. Uvod

Analiza čvrstoće će biti provedena za karakteristične točke u *V-n dijagramu*, odnosno na mjestima gdje su opterećenja najveća. Analiza je geometrijski i materijalno linearna te provedena u programu Abaqus/Standard pomoću metode konačnih elemenata.

U *kombiniranom V-n dijagramu* prema slici 4.3 analiza će biti provedena za točke A i C. Linija koja spaja točke A-C-D predstavlja *granično opterećenje*, odnosno maksimalno opterećenje koje se može pojaviti tijekom kojeg ne smije doći do oštećenja konstrukcije polukrila prema [4]. U *osnovnom V-n dijagramu* prema slici 4.1 nalazi se i linija G-H koja označava *krajnje opterećenje*, odnosno neko maksimalno opterećenje koje se može pojaviti tijekom kojeg je dozvoljena pojava oštećenja prema [2]. U tu svrhu analizirati će se točka G. Iste pretpostavke vrijede i za negativno područje dijagrama no te točke neće biti provjerene zbog nižeg iznosa koeficijenta opterećenja te simetričnosti krila i opterećenja. Kako bi se odredilo hoće li krilo izdržati opterećenje, upotrijebiti će se kriteriji popuštanja kompozita.

5.2. Kriteriji popuštanja kompozita

Problem određivanja naprezanja pri kojem će doći do popuštanja kompozita je mnogo složeniji problem nego određivanje istog kod izotropnih materijala. Problem leži u tome što je potrebno promatrati dva različita konstituenta, odnosno vlakna koja po svojstvima imaju veliku krutost i čvrstoću i matricu koja ima mnogo manju čvrstoću i krutost.

Popuštanje kompozita se može dogoditi na neki od sljedećih načina:

- Lom matrice
- Pucanje vlakna
- Izvlačenje vlakna
- Delaminacija

Danas je razvijen veliki broj kriterija popuštanja koji se mogu iskoristiti, no nekoliko njih je pronašlo širi vid upotrebe kao što je kriterij maksimalnih naprezanja, kriterij maksimalnih deformacija, Hashin kriterij, Tsai-Hill kriterij, Tsai-Wu kriterij i Puck-ov kriterij. U ovome radu su korišteni Hashin kriterij, Tsai-Hill kriterij i Tsai-Wu kriterij. Kriteriji se postavljaju za jedan sloj, naprezanja su definirana u glavnom materijalnom koordinatnom sustavu te je potrebno poznavati pet parametara čvrstoće prema [5]:

- X_t - vlačna čvrstoća u smjeru vlakana,
- X_c - tlačna čvrstoća u smjeru vlakana,
- Y_t - vlačna čvrstoća okomito na smjer vlakana,
- Y_c - tlačna čvrstoća okomito na smjer vlakana,
- S - smična čvrstoća

5.2.1. Tsai-Hill kriterij popuštanja

Kriterij se koristi vrlo često u slučaju dvoosnog stanja naprezanja i spada u skupinu energetskih kriterija popuštanja. Kriterij se postavlja za jedan sloj u ravninskom stanju naprezanja. Do popuštanja kompozita neće doći ukoliko je ispunjen kriterij prema [5]:

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} < 1. \quad (5.1)$$

5.2.2. Tsai-Wu kriterij popuštanja

Tsai-Wu kriterij spada među korištenije kriterije popuštanja. Do popuštanja kompozita neće doći ukoliko je ispunjen kriterij

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (5.2)$$

gdje je

$$\begin{aligned} F_1 &= \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c} \\ F_2 &= \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c} \\ F_{11} &= -\frac{1}{X_t X_c} \\ F_{22} &= -\frac{1}{Y_t Y_c} \\ F_{66} &= \frac{1}{S^2} \\ F_{12} &= -\sqrt{F_{11} F_{22}} \end{aligned} \quad (5.3)$$

5.2.3. Hashin kriterij popuštanja

Hashin kriterij popuštanja specifičan je u odnosu na Tsai-Hill i Tsai-Wu kriterije jer razlikuje popuštanje vlakna i popuštanje matrice. Uobičajeno se koristi kod dvoosnog stanja naprezanja.

Kriterij se temelji na sljedećim pretpostavkama:

1. Popuštanje se događa u matrici ili vlaknu te je početak pukotine lokalni fenomen
2. Kompozit ima jednaka svojstva u svakoj točki
3. Postoje samo ravninska naprezanja koja uzrokuju popuštanje kompozita

Hashinov kriterij popuštanja opisuju sljedeći izrazi prema [6].

1. Popuštanje vlakana uslijed vlačnog naprezanja uz $\sigma_{11} > 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t^2}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 < 1. \quad (5.4)$$

2. Popuštanje vlakana uslijed tlačnog naprezanja uz $\sigma_{11} < 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c^2}\right)^2 < 1. \quad (5.5)$$

3. Popuštanje matrice uslijed vlačnog naprezanja uz $\sigma_{22} > 0$

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t^2}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 < 1. \quad (5.6)$$

4. Popuštanje matrice uslijed tlačnog naprezanja uz $\sigma_{22} < 0$

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_{23}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right]\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 < 1. \quad (5.7)$$

Indeksi $()_t$ i $()_c$ u prethodnim izrazima predstavljaju vlačnu odnosno tlačnu čvrstoću.

5.3. Materijal

Za analizu je odabran vlaknima ojačan polimerni kompozit koji se danas najviše upotrebljava u zrakoplovnoj industriji. Za matricu je odabrana epoksidna smola, a za vlakna ugljična vlakna. Kompozit je izveden u obliku laminata, odnosno slaganjem više jednosmjerno ojačanih slojeva koji se polažu tako da imaju različitu usmjerenost ojačanja.

Tablica 5.1: Svojstva ugljik/epoksid laminat kompozita [7]

Svojstvo	Vrijednost
E_1	181000 MPa
E_2	10300 MPa
ν_{12}	0.28 [-]
G_{12}	7170 MPa
X_1^T	1500 MPa
X_1^C	1500 MPa
Y_2^T	40 MPa
Y_2^C	246 MPa
S	68 MPa

5.4. Raspored slojeva elemenata konstrukcije krila

U ovom odjeljku tablično je prikazana odabrana debljina i raspored slojeva pojedinih konstrukcijskih elemenata od kojih se sastoji krilo. Budući da dimenzije koje su zadane

u preuzetom numeričkom modelu korištenom u [3] nisu zadovoljavajuće zbog velikog opterećenja krila, odabrane su nove dimenzije konstrukcijskih elemenata krila te su prikazane u tablici 5.2.

Tablica 5.2: Debljina konstrukcijskih elemenata

Oplata	1,2 mm
Uzdužnica	1 mm
Ramenjača	2 mm
Prirubnica	1 mm
Rebra	1 mm

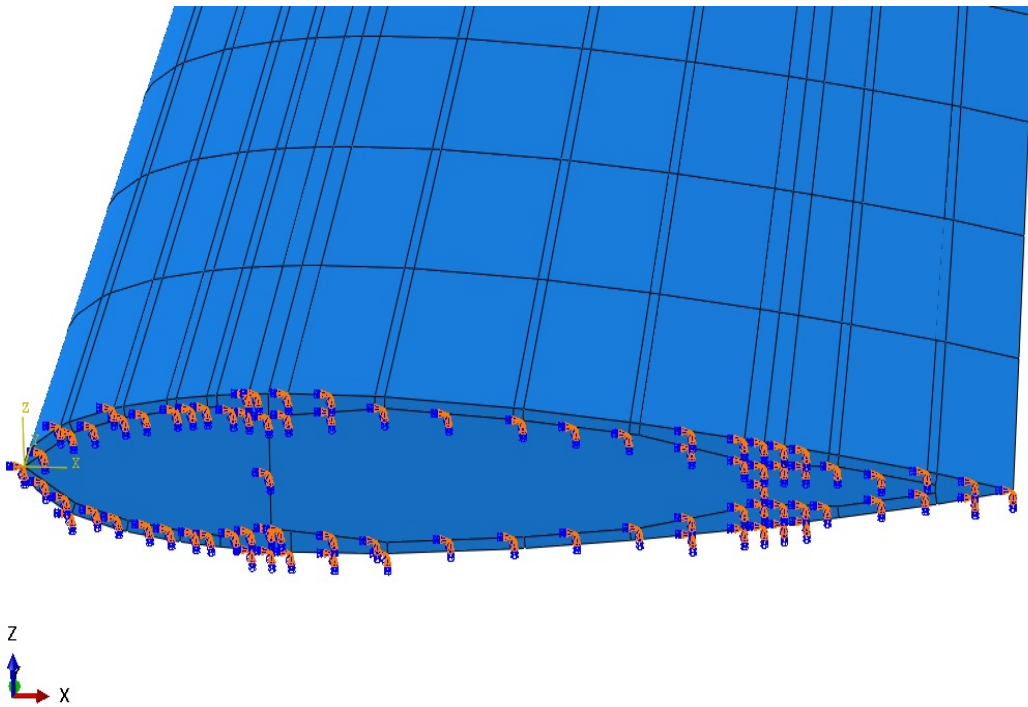
U numeričkom modelu potrebno je definirati orijentaciju pojedinih slojeva kompozita za svaki konstrukcijski element. Debljina svakog pojedinog sloja je 0,1 mm. U tablici 5.3 prikazana je orijentacija pojedinih slojeva s obzirom na to u kojem se konstrukcijskom elementu nalaze. Za izradu numeričkog modela u Abaqus-u potrebno je definirati lokalni koordinatni sustav koji će biti referentan za orijentaciju slojeva u laminatu. Lokalni koordinatni sustav postavljen je tako da se materijalne osi 1 i 2 poklapaju s osima x i y lokalnog koordinatnog sustava. Slojevi u laminatu se rotiraju za kut pod kojim se nalaze u odnosu na lokalni koordinatni sustav.

Tablica 5.3: Orijetacija slojeva elemenata konstrukcije krila

Oplata	$0_2^\circ / 45^\circ / -45^\circ / 0^\circ / 90_2^\circ / 0^\circ / -45^\circ / 45^\circ / 0_2^\circ$
Uzdužnice	$0_2^\circ / 45^\circ / -45^\circ / 90_2^\circ / -45^\circ / 45^\circ / 0_2^\circ$
Ramenjača	$0_4^\circ / 45_2^\circ / -45_2^\circ / 90_4^\circ / -45_2^\circ / 45_2^\circ / 0_4^\circ$
Prirubnice	$0_2^\circ / 45^\circ / -45^\circ / 90_2^\circ / -45^\circ / 45^\circ / 0_2^\circ$
Rebra	$0_2^\circ / 45^\circ / -45^\circ / 90_2^\circ / -45^\circ / 45^\circ / 0_2^\circ$

5.5. Rubni uvjeti i opterećenje

Rubni uvjeti na slici 5.1 su zadani preko rebra u korijenu krila na način da su čvorovima na rebu spriječene sve translacije u x , y , z smjeru i rotacije oko x , y i z osi. Rubni uvjeti su preuzeti iz [3].



Slika 5.1: Rubni uvjeti

U poglavlju 3 objašnjena je analiza strujanja, odnosno prikazana raspodjela koeficijenta tlaka ΔC_P po tetivi za svaki segment na polukrilu. U ovome dijelu će biti objašnjeno na koji način će se opteretiti krilo pomoću tlaka. Opterećenje je izvedeno kao tlak na donjaku polukrila. S obzirom na to da je krilo opterećeno tlakom u Abaqusu, a ne silom uzgona ne može se direktno primjeniti izraz $L = nW$ već se mora odrediti brzina pri kojoj će koeficijent tlaka izazvati opterećenje koje odgovara nekoj vrijednosti koeficijenta opterećenja n .

Za primjer će se uzeti točka A. U točki A koeficijent opterećenja iznosi $n=3$, a brzina

$V_A=56,61$ m/s prema izrazu

$$V = \sqrt{\frac{2nmg}{\rho s C_{L_{max}}}}. \quad (5.8)$$

Budući da je poznata raspodjela koeficijenta ΔC_P , može se izračunati tlak kojim će se opteretiti krilo prema izrazu

$$p_A = \frac{1}{2} \rho V_A^2 S \Delta C_P. \quad (5.9)$$

Slično vrijedi i za ostale točke koje leže na krivulji

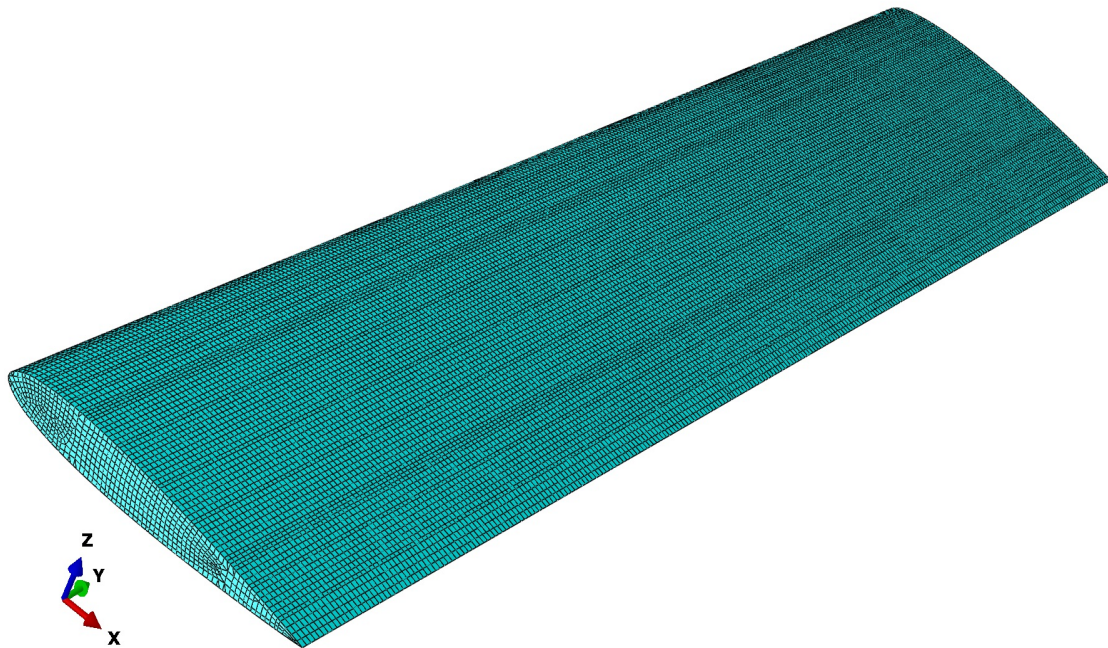
$$n = \frac{V^2 \rho S C_{L_{max}}}{2mg}. \quad (5.10)$$

Druge točke koje leže na dijagramu nalaze se pod drugačijim napadnim kutom, kao što je primjerice točka udara vjetra za vrijeme brzine krstarenja. U toj točki određena je nova raspodjela koeficijenta tlaka za taj novi napadni kut. Opterećenje će ponovno biti izraženo preko izraza 5.3, samo što će u ovome slučaju brzina biti brzina krstarenja.

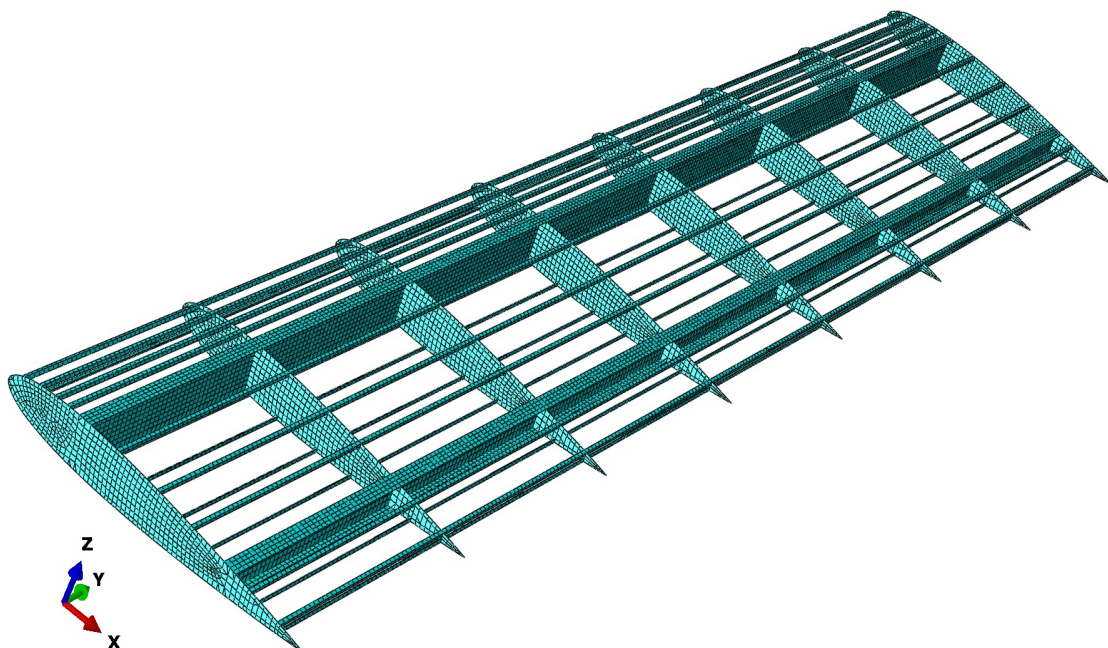
5.6. Mreža konačnih elemenata

Numerički model je diskretiziran pravokutnim ljuskastim elementima s reduciranom integracijom (S4R). Zbog složenosti geometrije upotrijebljeni su i trokutasti elementi (S3) na rebrima.

Mreža konačnih elemenata na numeričkom modelu sastoji se od 53 146 elemenata od kojih su 166 elemenata ljuskasti trokutasti elementi dok su ostali pravokutni ljuskasti elementi. Na slici 5.2 prikazana je mreža konačnih elemenata na cijelom polukrilu, a na slici 5.3 prikazana je mreža konačnih elemenata na polukrilu bez oplate.



Slika 5.2: Mreža konačnih elemenata

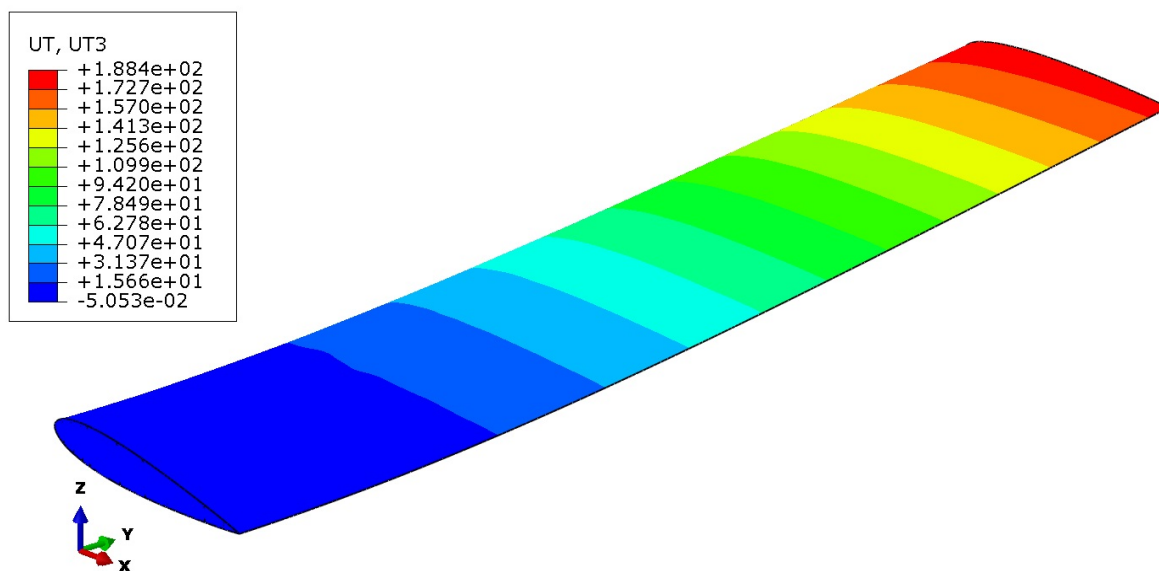


Slika 5.3: Mreža konačnih elemenata bez oplata

6 Rezultati

6.1. Točka A

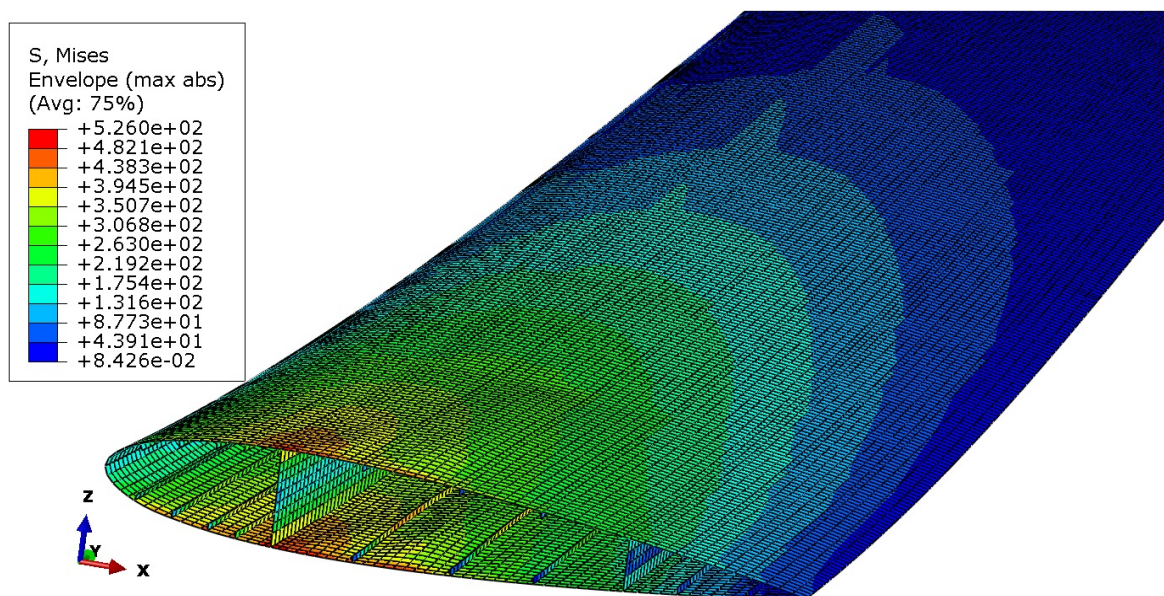
U točki A prema slici 4.3 zrakoplov je najviše opterećen isključivo zbog manevriranja. U toj točki koeficijent opterećenja iznosi $n = 3$. Brzina iznosi $V_A = 56,61$ m/s. Napadni kut je maksimalan i iznosi $\alpha = 17^\circ$. Vizualizacija je provedena uz faktor povećanja 4.



Slika 6.1: Raspodjela pomaka u smjeru globalne osi z uz faktor povećanja 4 za točku A [mm]

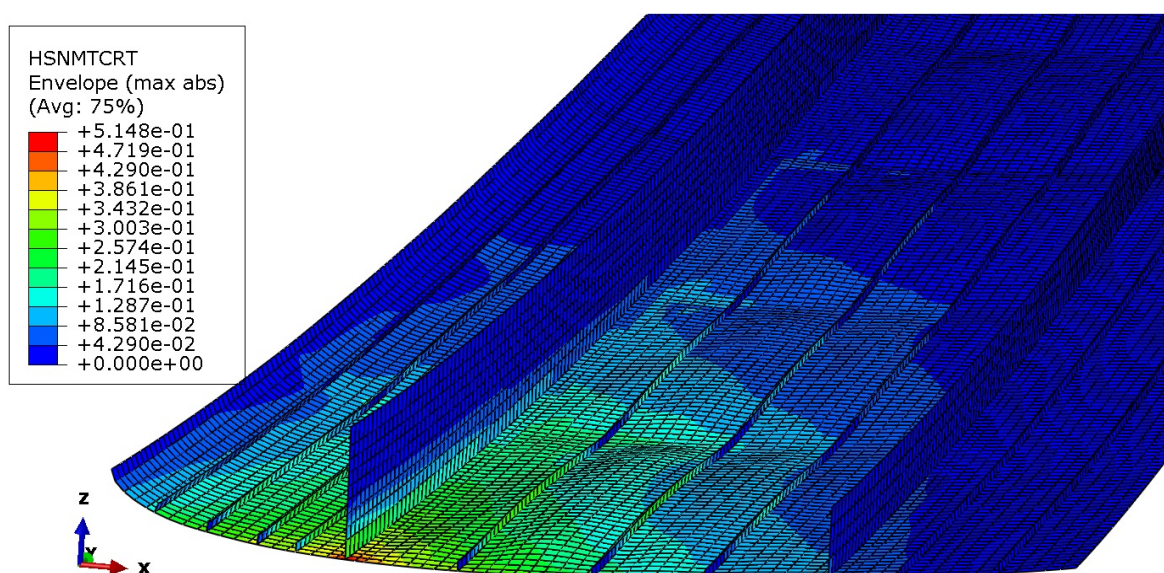
Raspodjela pomaka konstrukcije krila pri opterećenju definiranom u točki A je prikazana na slici 6.1. Maksimalni pomak iznosi 188,4 mm. Nalazi se na prednjem napadnom

rubu pri vrhu krila. Prisutno je i uvijanje polukrila zbog položaja centra aerodinamičkog pritiska.



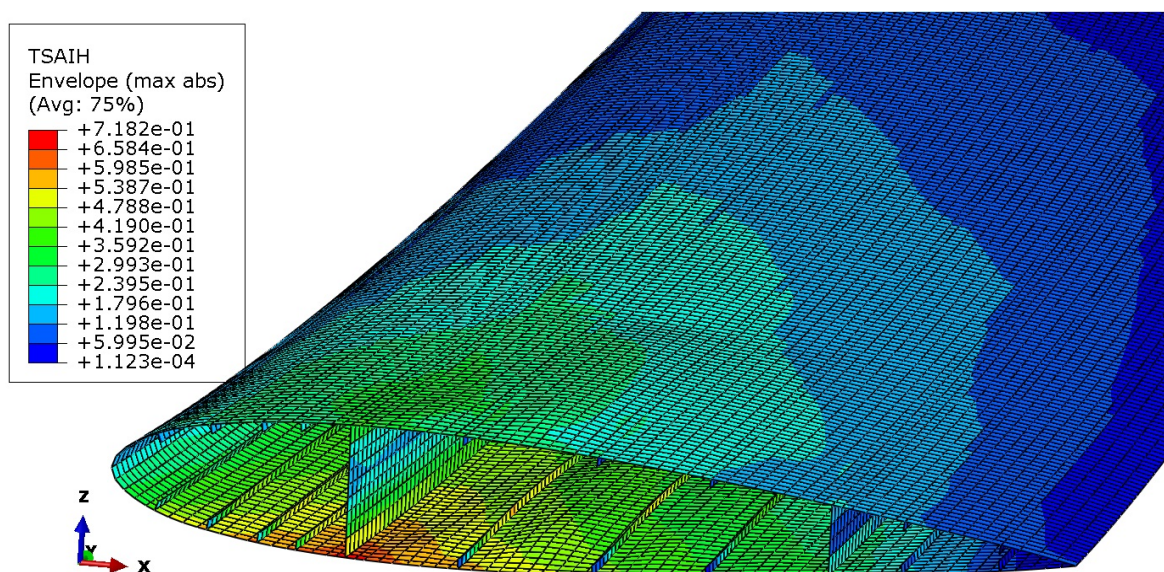
Slika 6.2: Ekvivalentno naprezanje prema von Mises-u [MPa]

Ekvivalentno naprezanje prema von Mises-u najveću vrijednost postiže u slojevima na spoju ramenjače i oplata prema slici 6.2.

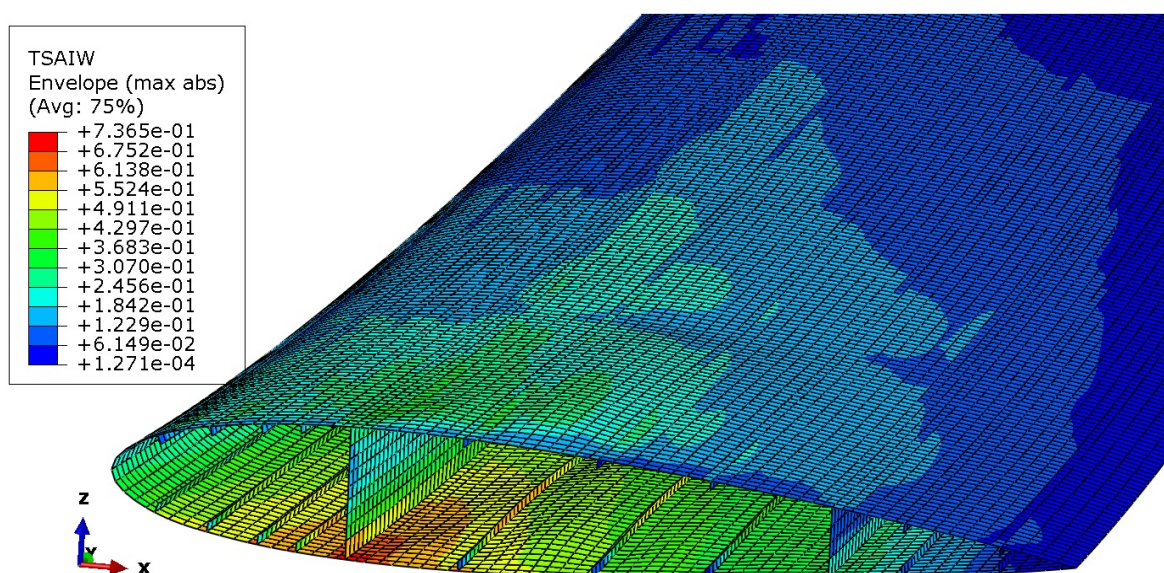


Slika 6.3: Popuštanje matrice uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju

Hashin kriterij popuštanja najveću vrijednost indeksa poprima za popuštanje matrice uslijed vlačnog naprezanja u oplati što je prikazano na slici 6.3. Maksimalna vrijednost indeksa popuštanja u oplati je na spoju prednje ramenjače i donjake polukrila te iznosi 0,5148.



Slika 6.4: Popuštanje kompozita prema Tsai-Hill kriteriju

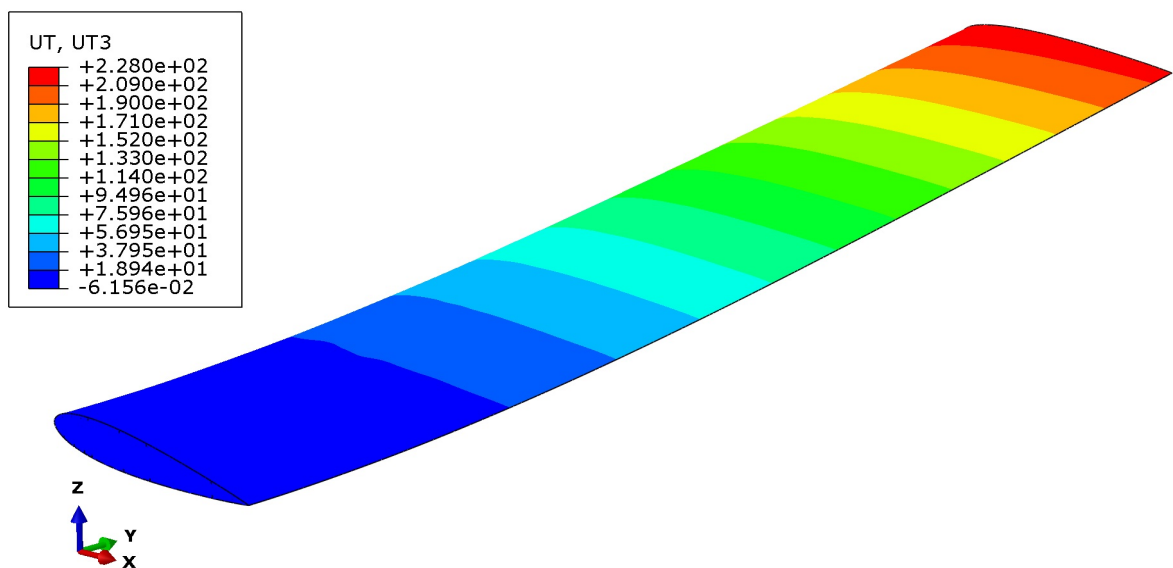


Slika 6.5: Popuštanje kompozita prema Tsai-Wu kriteriju

Tsai-Hill i Tsai-Wu kriteriji vrlo su visoki budući da je krilo u ovoj točki veoma opterećeno zbog specifičnog položaja u V - n dijagramu. Na tom mjestu krilo postiže najveće opterećenje isključivo zbog manevriranja. Indeksi popuštanja su visoki za područje rubnih uvjeta i prednje ramenjače, a maksimum postižu kod spoja ramenjače i oplate na donjaci krila te iznose 0,7182 za Tsai-Hill kriterij i 0,7365 za Tsai-Wu kriterij prema slikama 6.4 i 6.5.

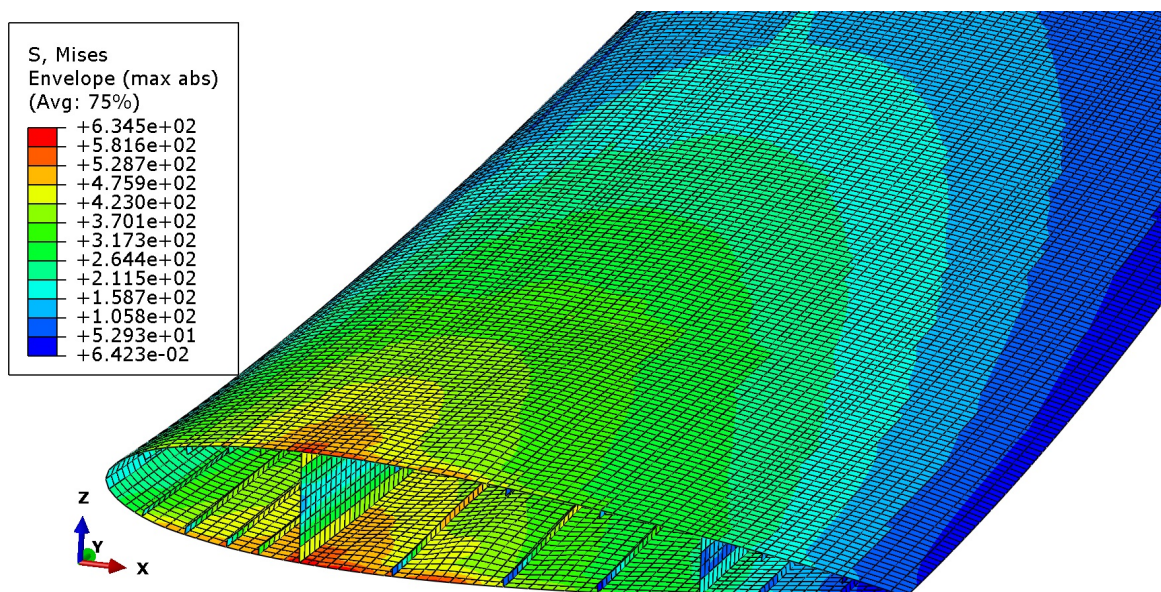
6.2. Točka C

U točki C koeficijent opterećenja prema slici 4.3 iznosi $n=3,54$. Napadni kut je induciran uslijed vjetra te iznosi $\alpha = 11,25^\circ$. Brzina krstarenja iznosi $V_C=75$ m/s. Vizualizacija je provedena uz faktor povećanja 4.



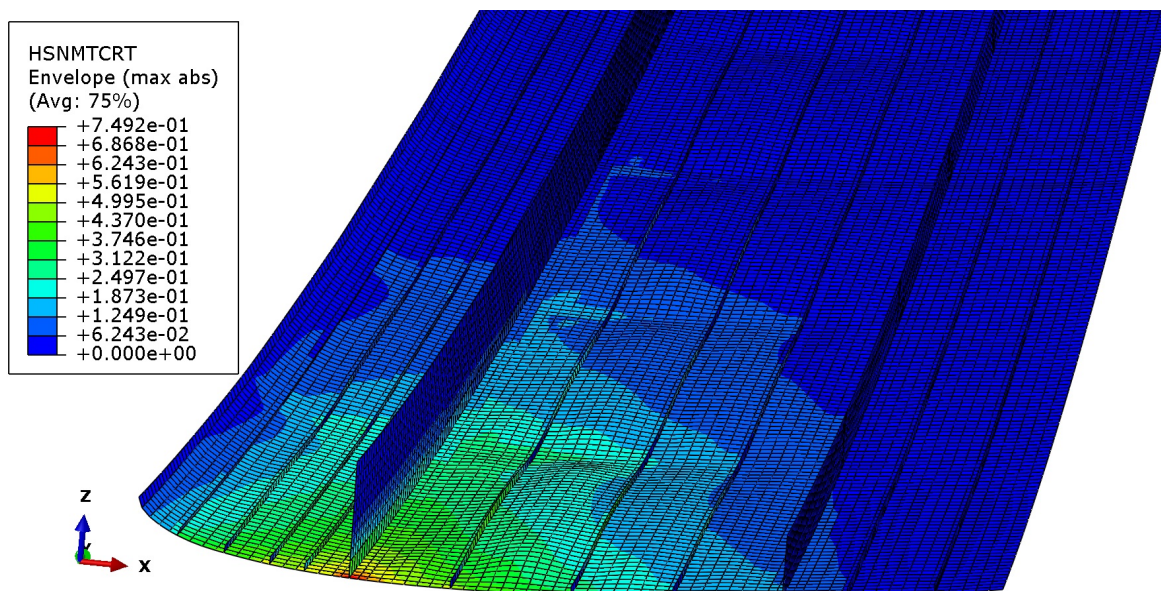
Slika 6.6: Raspodjela pomaka u smjeru globalne osi z uz faktor povećanja 4 za točku C [mm]

Budući da je u ovoj točki opterećenje uzrokovano udarom vjetra, progib krila je ovdje veći u odnosu na točku A u kombiniranom V - n dijagramu. Najveći progib prema slici 6.6 iznosi 228 mm i nalazi se na napadnom rubu pri vrhu polukrila. Prisutno je i uvijanje krila.



Slika 6.7: Ekvivalentno naprezanje prema von Mises-u [MPa]

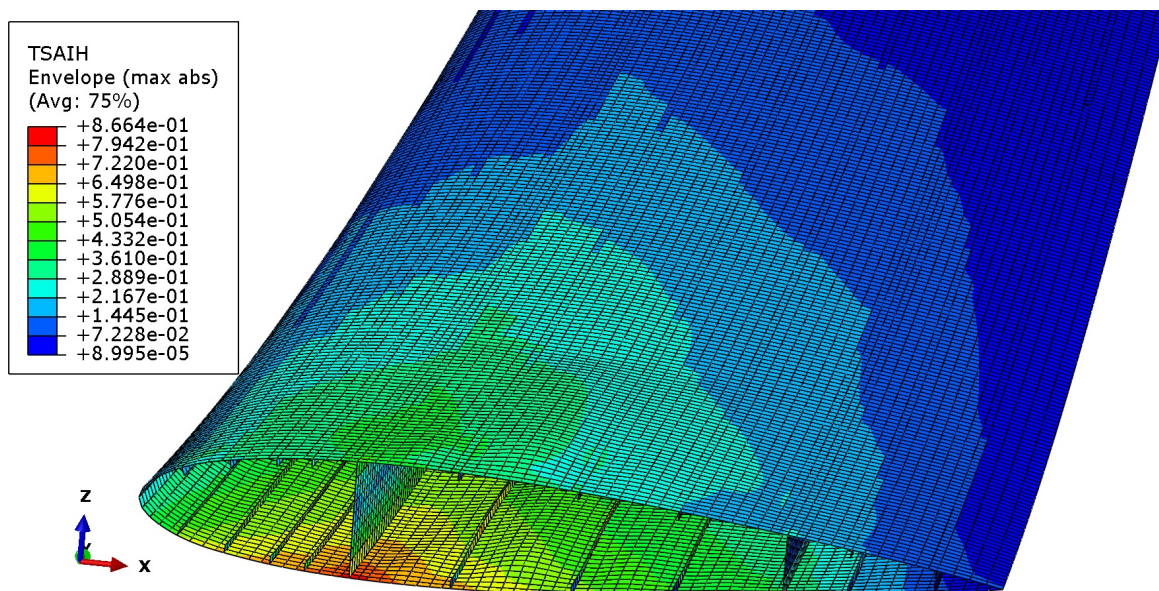
Ekvivalentno naprezanje prema von Mises-u najveću vrijednost postiže na spoju ramenjače i oplata prema slici 6.7.



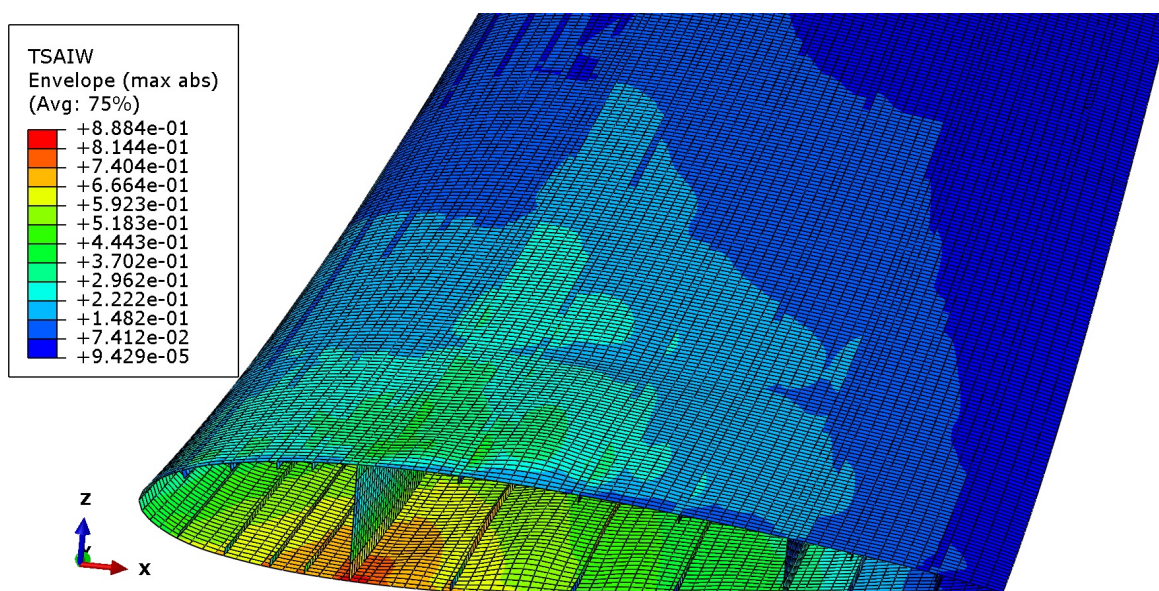
Slika 6.8: Popuštanje matrice uslijed vlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju

Indeks popuštanja za matricu uslijed vlačnog naprezanja je visok u okolini rubnih

uvjeta na donjaci polukrila prema slici 6.8. Najveću vrijednost postiže u oplati na spoju donjake krila i prednje ramenjače te iznosi 0,7492.



Slika 6.9: Popuštanje kompozita prema Tsai-Hill kriteriju



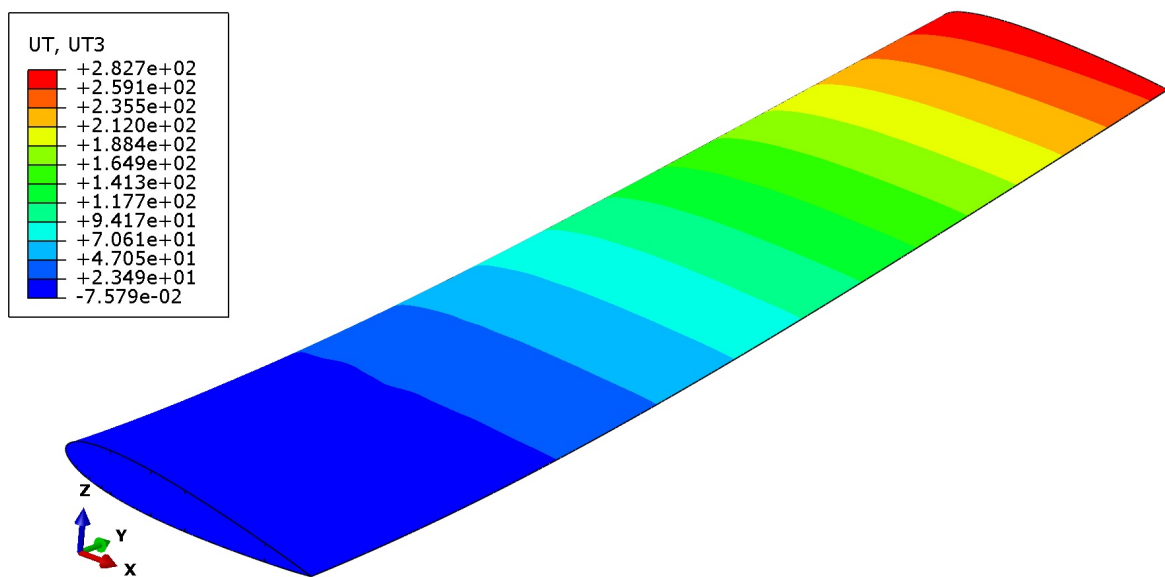
Slika 6.10: Popuštanje kompozita prema Tsai-Wu kriteriju

Indeksi popuštanja za Tsai-Hill i Tsai-Wu kriterije najveći su u ovoj točki gledano s

obzirom na to da je to najveće dopušteno opterećenje u kojem još uvijek ne smije doći do oštećenja konstrukcije. Indeksi popuštanja najveći su u okolini rubnih uvjeta i prednje ramenjače prema slikama 6.9 i 6.10. Maksimalnu vrijednost postižu u oplati na spoju prednje ramenjače i donjake polukrila te tu vrijednosti indeksa popuštanja iznose za Tsai-Hill kriterij 0,8664 i za Tsai-Wu kriterij 0,8884. Iako je za ovu točku slika strujanja drugačija u odnosu na točku A zbog drugog napadnog kuta, kritična područja ostala su na istim mjestima.

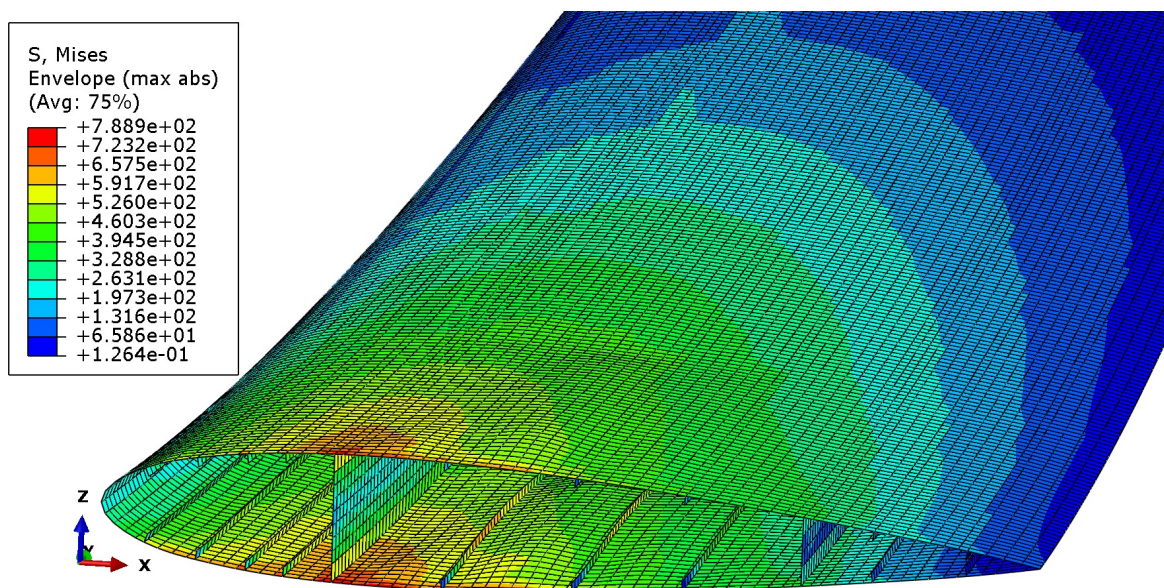
6.3. Točka G

Točka se najčešće prikazuje isključivo u *osnovnom V-n dijagramu*. To je točka u kojoj koeficijent opterećenja postiže najveću vrijednost $n=4,5$ i najveći napadni kut te je općenito krilo najviše opterećeno. Vizualizacija je provedena uz faktor povećanja 3.



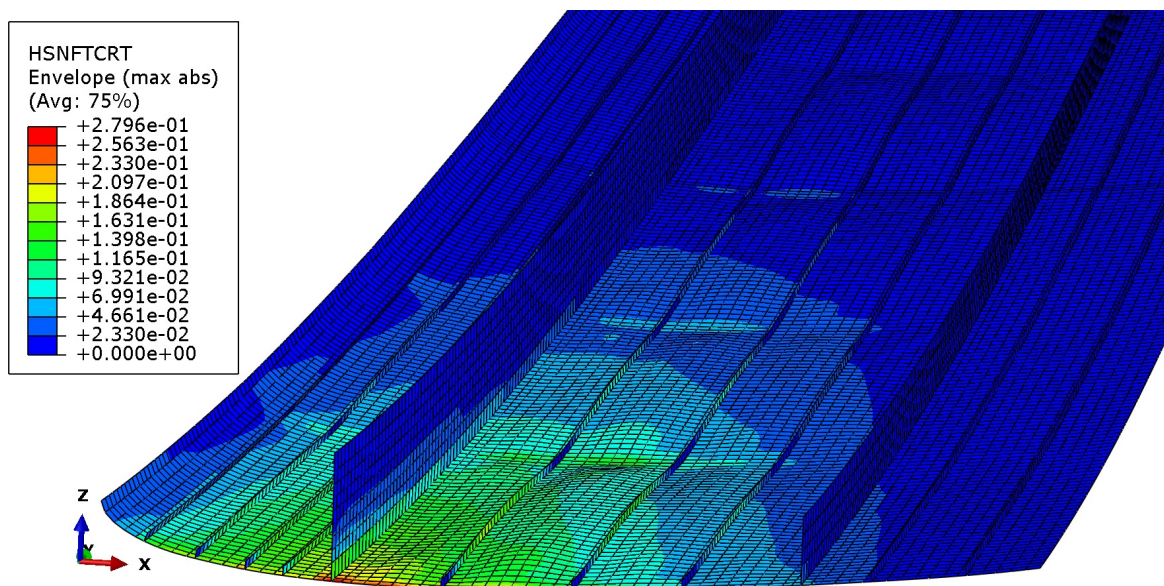
Slika 6.11: Raspodjela pomaka u smjeru globalne osi z za točku G [mm]

Progib je kao i za preostale analizirane točke pri ovom opterećenju najveći na napadnom rubu pri vrhu polukrila i iznosi 282,7 mm prema slici 6.11. Prisutno je i uvijanje krila.

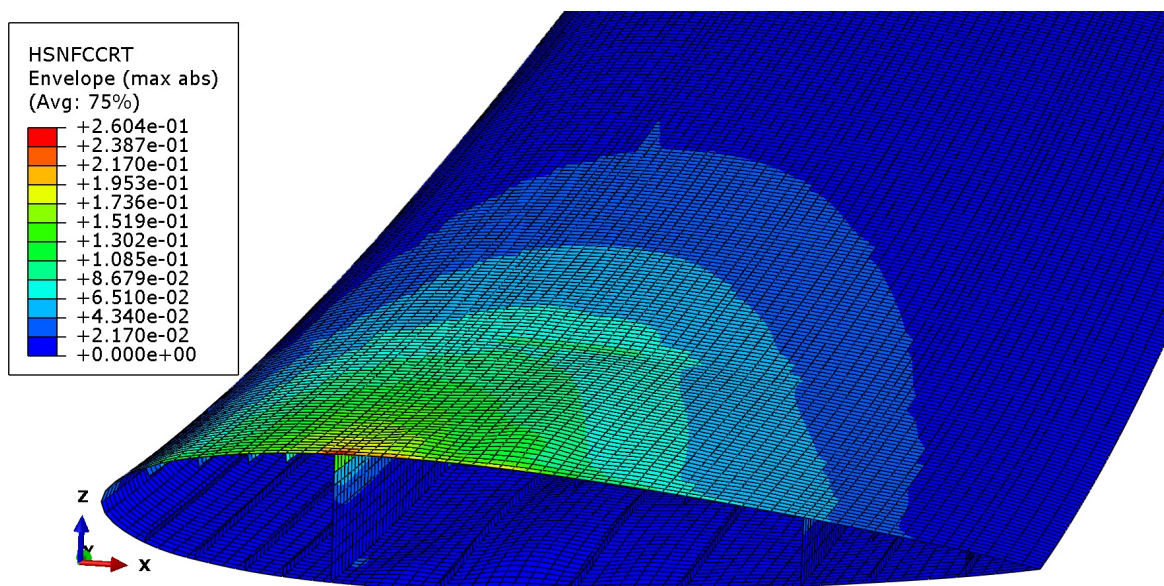


Slika 6.12: Ekvivalentno naprežanje prema von Mises-u [MPa]

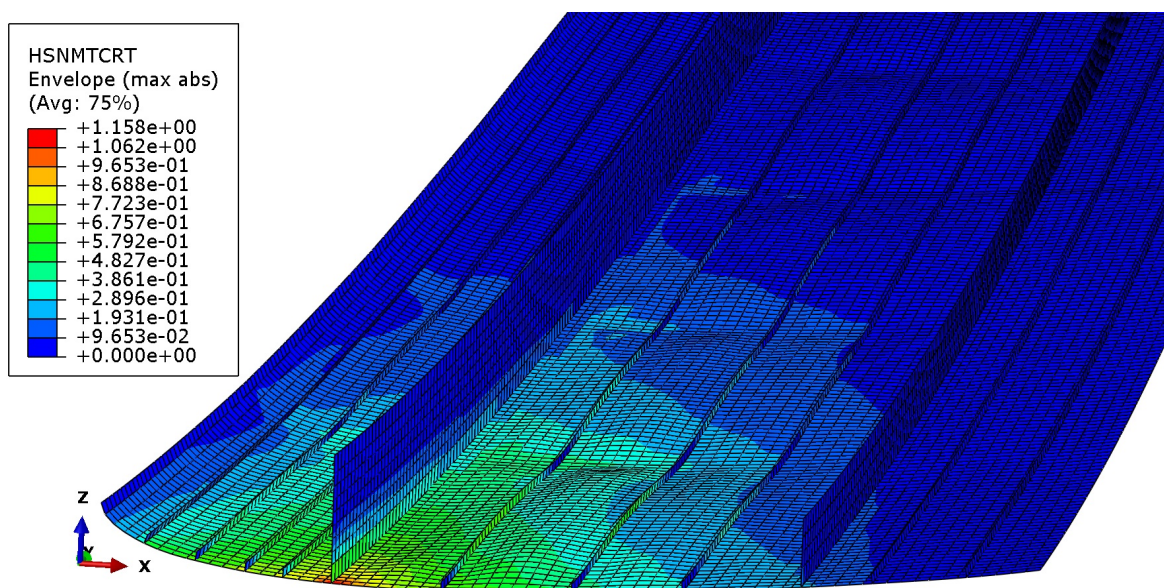
Prema slici 6.12 najveće ekvivalentno naprežanje prema von Mises-u nalazi se pri spoju oplata i prednje ramenjače.



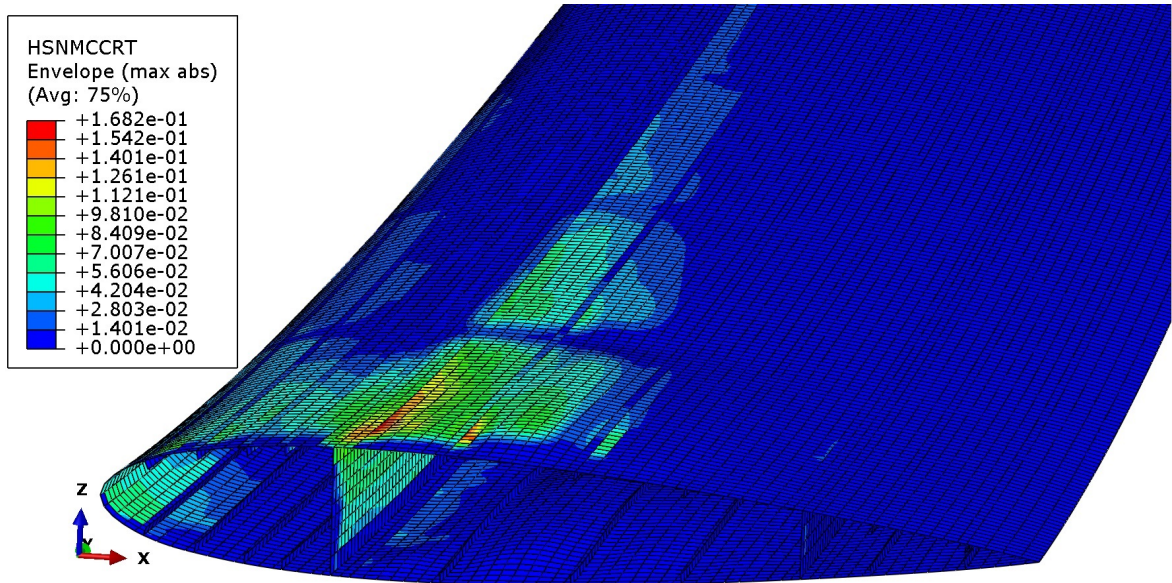
Slika 6.13: Popuštanje vlakana uslijed vlačnog naprežanja prema Hashin kriteriju



Slika 6.14: Popuštanje vlakana uslijed tlačnog naprežanja prema Hashin kriteriju

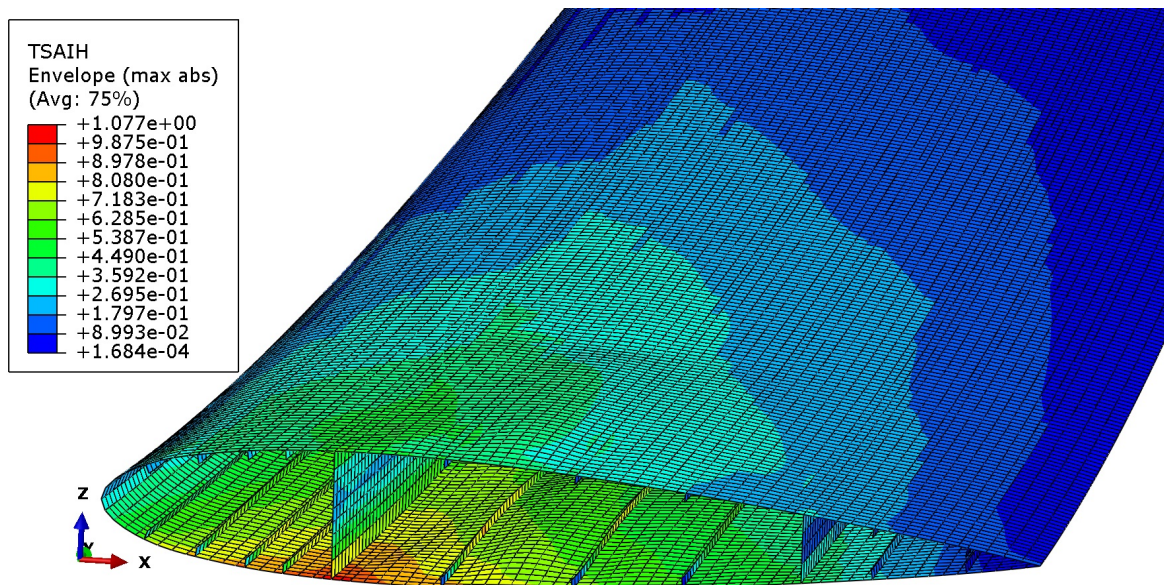


Slika 6.15: Popuštanje matrice uslijed vlačnog naprežanja prema Hashin kriteriju

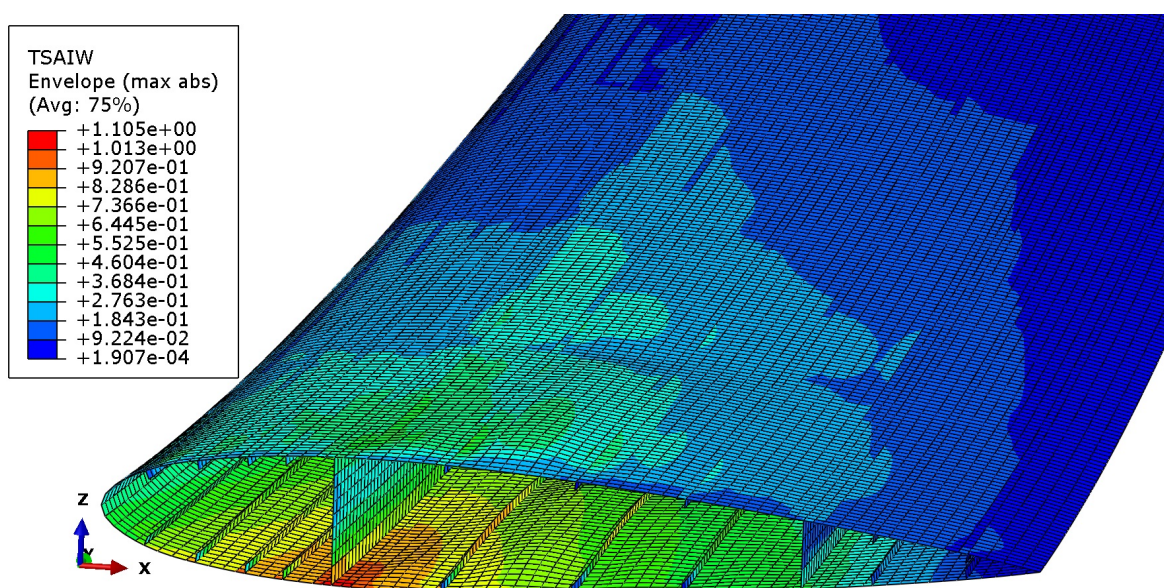


Slika 6.16: Popuštanje matrice uslijed tlačnog naprezanja prema Hashin kriteriju

Prema Hashin kriteriju za popuštanje kompozita došlo je do popuštanja matrice uslijed vlačnog naprezanja na području spoja prednje ramenjače i donjake krila prema slici 6.15. Budući da je prema ostalim točkama koje su analizirane kriterij popuštanja bio najveći na tom području, moglo se unaprijed pretpostaviti da će daljnim povećanjem koeficijenta opterećenja doći do popuštanja. Hashin kriterij popuštanja za vlakna uslijed vlačnog i tlačnog naprezanja te Hashin kriterij popuštanja za matricu uslijed tlačnog naprezanja ne postižu vrijednost 1 prema slikama 6.13, 6.14 i 6.16.



Slika 6.17: Popuštanje kompozita prema Tsai-Hill kriteriju



Slika 6.18: Popuštanje kompozita prema Tsai-Wu kriteriju

Indeksi za Tsai-Hill i Tsai-Wu kriterij su zadovoljeni na području spoja donjake polukrila i prednje ramenjače prema slikama 6.17 i 6.18. Na ostalom području u blizini rubnih uvjeta nalaze se vrlo blizu zadovoljenja uvjeta popuštanja.

Na kraju ovog poglavlja tablično je prikazana usporedba Tsai-Hill kriterija, Tsai-Wu kriterija i Hashin kriterija za popuštanje matrice uslijed vlačnog naprezanja. Usporedba je prikazana u tablici 6.1. Provedena usporedba se odnosi na sloj broj 17 u oplati koji je u sva tri slučaja pokazao najveću vrijednost indeksa popuštanja. Sloj je orijentiran pod 90° .

Tablica 6.1: Usporedba kriterija popuštanja

Točka	Tsai-Hill	Tsai-Wu	Hashin kriterij
A	0,7182	0,7365	0,5148
C	0,8864	0,8884	0,7492
G	1,077	1,105	1,1158

7 Zaključak

Rezultati analize provedene za točke A i C pokazuju kako neće doći do oštećenja konstrukcije krila ukoliko se zrakoplov nalazi unutar ovojnice leta propisane *kombiniranim V-n dijagramom* prikazanim na slici 4.3. Točke u negativnom području nisu uzete u obzir jer je koeficijent opterećenja n višestruko manji i polukrilo je simetrično. Stoga je pretpostavljeno kako će naprezanja, progibi i indeksi popuštanja biti daleko manji nego za pozitivno područje.

U točki A indeks popuštanja je najveći na području spoja prednje ramenjače i oplata. U tom dijelu na donjaci polukrila se nalazi i sloj 17 orjentiran pod 90° koji pokazuje povećani indeks popuštanja za Tsai-Hill kriterij, Tsai-Wu kriterij i Hashin kriterij za popuštanje matrice uslijed vlačnog naprezanja. Ukoliko nastavimo povećavati koeficijent opterećenja n doći će do popuštanja matrice upravo u tom sloju, a nakon toga i u ostalim slojevima.

U točki C zbog udara vjetra povećan je koeficijent opterećenja. Analizom je pokazano kako će ovakvo krilo izdržati taj nalet vjetra bez oštećenja konstrukcije. Točka C ulazi u područje gdje su dozvoljena oštećenja krila te na taj način proširuje ovojnicu leta koja obilježava područje gdje ne smije doći do oštećenja krila.

U ostatku analize provedena je i analiza za točku G. Točka G je specifična jer se nalazi u području maksimalnog mogućeg koeficijenta opterećenja n odnosno *krajnjeg opterećenja* nakon kojeg će doći do sloma krila. U toj točki dozvoljena su oštećenja krila. Tsai-Hill kriterij, Tsai-Wu kriterij i Hashin kriterij za popuštanje matrice uslijed vlačnog naprezanja pokazuju za spoj donjake polukrila i prednje ramenjače indeks popuštanja veći od 1, stoga ukoliko se zrakoplov nađe u toj točki doći će do popuštanja

kompozita. Kako bi se točno moglo utvrditi što se događa u točki G potrebno je izvršiti detaljniju analizu koja prelazi okvire ovog završnog rada.

Zadatak ovog završnog rada je bio provesti preliminarnu analizu odziva jednostavne kompozitne konstrukcije krila za razne veličine koeficijenta opterećenja n koristeći jednostavan numerički model koji se sastoji od ljuskastih elemenata i opterećenje koje se pojavljuje kao posljedica manevriranja zrakoplova. Za daljni nastavak rada i povećanje pouzdanosti numeričkih rezultata potrebno bi bilo provesti numeričku analizu strujanja oko krila koja uključuje viskoznost te utjecaj drugih dijelova zrakoplova na raspodjelu koeficijenta tlaka. Za proračun čvrstoće bi se veća pouzdanost rezultata dobila korištenjem pouzdanijih kriterija popuštanja, analizom oštećivanja kompozitnog materijala te modeliranjem detalja koji su zanemareni u pojednostavljenom numeričkom modelu. Budući da je ovakvo polukrilo pri većim iznosima koeficijenta opterećenja n veoma opterećeno, potrebno bi bilo i provjeriti hoće li doći i do lokalnih izvijanja nekih konstrukcijskih elemenata polukrila.

Literatura

- [1] Filetin, T., Ćorić D.: *Materijali u zrakoplovstvu*, Fakultet strojarstva i brodogradnje, Zagreb, 2012
- [2] EASA CS-23 Amendment 4
- [3] Turčinović, I.: *Diplomski rad*, Zagreb, 2012.
- [4] Sadraey, M.: *Aircraft Performance Analysis*, VDM Verlag Dr. Müller, 2009.
- [5] Smojver, I.: *Mehanika kompozitnih materijala*, Zagreb, 2007.
- [6] Ivančević, D.: *Diplomski rad*, Zagreb, 2008.
- [7] Kaw, A.: *Mechanics of Composite Materials*, Taylor and Francis Group, USA, 2006.